

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Технология формирования оптимального рабочего процесса ГТД в САЕ-системе АСТРА

Электронные методические указания

САМАРА
2012

УДК 621.431.75(075)

Составители: *Кулагин Виктор Владимирович*
Кузьмичев Венедикт Степанович
Ткаченко Андрей Юрьевич
Крупенич Илья Николаевич
Рыбаков Виктор Николаевич

Технология формирования оптимального рабочего процесса ГТД в САЕ-системе АСТРА [Электронный ресурс] : электрон. метод. указания / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П.Королёва (нац. исслед. ун-т); сост. В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, И.Н. Крупенич, В.Н. Рыбаков. – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,6Мб). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD ROM).

В методических указаниях описан процесс формирования виртуальных моделей рабочего процесса ГТД различных типов и схем, используемых для решения задач начального уровня проектирования, в САЕ системе «АСТРА».

Методические указания предназначены для студентов, обучающихся по специальности 160700.65 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» (специализация «Интегрированные информационные технологии и управление проектами в авиадвигателестроении») и изучающих дисциплину «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок (АД и ЭУ)» в 6,7 и 8 семестрах.

Разработано на кафедре ТДЛА.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
1. Критерии оптимизации параметров ГТД дозвукового транспортного самолета.....	5
2 Основные закономерности оптимизации параметров ГТД по самолетным критериям эффективности.....	10
2.1 Закономерности минимизации суммарной удельной массы топлива и двигателя	10
2.2 Зависимость области наивыгоднейших параметров от различных факторов ...	13
3 Методология выбора параметров и некоторые проблемы разработки ГТД	15
3.1 Методология выбора параметров на начальном уровне проектирования	17
3.2 Некоторые проблемы разработки двигателя	20
4 Задание на проектирование двухконтурного турбореактивного двигателя.....	26
5 Предварительный выбор основных параметров рабочего процесса ТРДД.....	27
6. Предварительная оценка исходных данных к проектному термогазодинамическому расчету двигателя.....	30
7 Проектный термогазодинамический расчет рабочего процесса ТРДД на заданных режимах	34
8 Расчет основных проектных данных двигателя	39
8.1 Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДД на расчетном режиме ($H = 11$ км, $M = 0,8$).....	39
8.2 Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя	40
8.3 Определение тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах	42
8.4 Расчет проектной величины массы двигателя	43
9 Технология применения виртуального прототипа ГТД в задачах проектирования оптимального рабочего процесса с использованием САЕ-системы АСТРА.....	46
9.1 Виртуальный прототип ГТД для решения задачи оптимизации параметров его рабочего процесса	46
9.2 Формирование виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе АСТРА.....	49
9.3 Формирование модели оптимизации параметров рабочего процесса ГТД по критериям эффективности летательного аппарата с использованием САЕ-системы АСТРА	55
9.4 Технология применения виртуального прототипа ГТД в задачах проектирования оптимального рабочего процесса с использованием САЕ-системы АСТРА	60
10 Оценка эффективности вариантов проектируемого ТРДД в системе ДПС. Выбор оптимального варианта	61
10.1 Расчет суммарной массы силовой установки и топлива	61
10.2 Расчет взлетной массы ЛА.....	62
10.3 Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км.....	63
10.4 Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя	63
Список использованной литературы	66

ВВЕДЕНИЕ

Высокая эффективность эксплуатации летательного аппарата закладывается при проектировании его силовой установки. Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной; суммарной степени повышения давления в компрессоре; степени двухконтурности двигателя; степени повышения давления в вентиляторе (в случае ТРДД). Выбору этих параметров предшествует определение их оптимальных значений. С позиций системного подхода в качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя, такие как общий КПД, удельный расход топлива или удельная масса, поскольку двигатель является составной частью системы более высокого иерархического уровня (самолета), и оценить оптимальность его параметров можно только по критериям эффективности системы этого уровня, т.е. по самолетным критериям. Поэтому учебно-методическое пособие начинается с перечня критериев, характеризующих дозвуковой транспортный самолет (разд. 1). Приведены основные закономерности оптимизации параметров ГТД по самолетным критериям эффективности (разд. 2) и кратко изложена методология выбора оптимальных параметров (разд. 3).

Далее рассматриваются варианты заданий на проектирование двухконтурного двигателя (разд. 4). Учитывая большую сложность задачи выбора оптимальных параметров рабочего процесса по самолетным критериям эффективности, решение её в полном объеме задается только дипломникам, которые специализируются в этой области. Остальные – предварительный выбор параметров рабочего процесса нескольких вариантов двигателя (разд. 5) выполняют с помощью графиков, разработанных на кафедре специально для этой цели. Оцениваются величины КПД узлов (разд. 6) и выполняется проектный термогазодинамический расчет как указано в разд. 7 и 8.

Решения, полученные в разд. 7 и 8 являются предварительными. Они уточняются с помощью САЕ-системы «АСТРА» (разд. 9).

В заключение оцениваются эффективность вариантов проектируемого ТРДД с системе дальнемагистрального самолета и выбирается оптимальный вариант (разд. 10).

1. КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ДОЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Критерии эффективности дозвукового транспортного самолета, являющиеся одновременно критериями оптимизации параметров двигателя, можно разделить на четыре группы: летно-технические, оптимизации по массе, энергетические и экономические.

К летно-техническим критериям оценки самолета относятся дальность полета, максимальные скорость и высота, скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и т.п.

Дальность полета $L_{\text{п}}$ – один из важнейших критериев для дальнемагистрального самолета с заданной коммерческой нагрузкой. Во многих случаях при оптимизации параметров двигателя дальность $L_{\text{п}}$ и скорость $V_{\text{п}}$ полета заданы, поэтому время полета (в ч) $t_{\text{п}} = L_{\text{п}} / 3600 V_{\text{п}}$.

Время полета $t_{\text{п}}$ при заданной крейсерской эффективной тяге $P_{\text{кр.эф}}$ и известном $C_{\text{уд.кр.эф}}$ ¹ определяет, в свою очередь, потребную суммарную массу топлива на борту ЛА:

$$M_{\text{т}} = C_{\text{уд.кр.эф}} P_{\text{кр.эф}} i_{\text{дв}} t_{\text{п}}, \quad (1)$$

где $i_{\text{дв}}$ – число двигателей на самолете.

Расчет величины $M_{\text{т}}$ ведется по теоретической дальности полета, которая определяется при условии, что весь запас топлива на борту летательного аппарата полностью расходуется в крейсерском полете.

Суммарная масса $M_{\text{т}}$ определяется в основном экономичностью двигателя ($C_{\text{уд.кр.эф}}$), взлетной массой самолета, от которой зависит потребная тяга $P_{\text{кр.эф}} i_{\text{дв}}$, и дальностью или временем полета.

Критерии оптимизации по массе следуют из уравнения баланса масс самолета. Взлетная масса снаряженного самолета

$$M_0 = M_{\text{пл}} + M_{\text{с.у}} + M_{\text{т}} + M_{\text{к.н}},$$

где $M_{\text{пл}}$, $M_{\text{с.у}}$, $M_{\text{т}}$ и $M_{\text{к.н}}$ – масса соответственно планера, силовой установки, топлива и коммерческой нагрузки. Массы оборудования и снаряжения $M_{\text{об.сн}}$ для упрощения отнесены к массам планера $M_{\text{пл}}$ и коммерческой нагрузки $M_{\text{к.н}}$.

¹ Эффективный удельный расход топлива определяется по значению эффективной тяги $C_{\text{уд.эф}} = G_{\text{т}} / P_{\text{эф}}$.

Разделив левую и правую части уравнения баланса масс на взлетную массу M_0 , получим его в относительном виде:

$$1 = \bar{M}_{\text{пл}} + \bar{M}_{\text{с.у}} + \bar{M}_{\text{т}} + \bar{M}_{\text{к.н}}. \quad (2)$$

Известный авиационный конструктор В.Ф. Болохвитинов назвал уравнение (2) уравнением существования самолета [1]. Он показал, что во второй половине XIX века не могли создать самолет, так как не было силовой установки, удовлетворяющей по массе уравнению (2): относительная масса конструкции планера составляла $\bar{M}_{\text{пл}} \approx 0,5$, масса экипажа, топлива и оборудования – 0,1 взлетной массы самолета, следовательно, относительная масса силовой установки не должна превышать 0,4. Двигатель такой массы, который развивал бы потребную для самолета тягу при том уровне развития техники (двигатели были паровые), создать не удавалось.

В настоящее время авиационная техника достигла высокого уровня совершенства: относительные массы планера и силовой установки существенно снижены: $\bar{M}_{\text{пл}} = 0,35 \dots 0,4$ (с учетом массы оборудования и снаряжения, масса конструкции планера составляет примерно $1/4 M_0$), $\bar{M}_{\text{с.у}} = 0,12 \dots 0,15$, что позволило повысить относительную массу топлива и коммерческую нагрузку дальнемагистрального самолета до уровня $\bar{M}_{\text{т}} \approx 0,35$ и $\bar{M}_{\text{к.н}} \approx 0,15$ [1].

Поскольку сумма относительных масс топлива и силовой установки, непосредственно связанных с двигателем $M_{\text{т+с.у}}$, составляет около 50 % взлетной массы M_0 , эффективность двигателя решающим образом влияет на эффективность летательного аппарата.

Итак, можно считать, что взлетная масса самолета складывается из масс планера, коммерческой нагрузки и суммарной массы топлива и силовой установки:

$$1 = \bar{M}_{\text{пл}} + \bar{M}_{\text{к.н}} + \bar{M}_{\text{т+с.у}}. \quad (2a)$$

Увеличение коммерческой нагрузки при постоянной взлетной массе или снижение взлетной массы при постоянной коммерческой нагрузке означает увеличение рентабельности перевозок (относительная масса планера и дальность полета предполагаются постоянными). Поэтому взлетная масса и коммерческая нагрузка могут быть приняты в качестве критериев эффективности при выборе параметров двигателя транспортного самолета. При этом

взлетная масса является интегральным показателем, аналогом материальных затрат на создание и эксплуатацию самолета.

Максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$ или минимальная взлетная масса при $M_{\text{к.н}} = \text{const}$ обеспечиваются при минимальном значении суммарной массы топлива и силовой установки. Поэтому в качестве критерия оптимизации параметров двигателя по массе целесообразно использовать суммарную массу топлива и силовой установки. Представим суммарную массу топлива и силовой установки в относительном виде (в расчете на единицу тяги для условий крейсерского полета):

$$\gamma_{\Sigma} = \frac{M_{\text{т}} + M_{\text{с.у}} i_{\text{дв}}}{P_{\text{кр.эф}} i_{\text{дв}}}.$$

Откуда с учетом (1) получим

$$\gamma_{\Sigma} = C_{\text{уд.кр.эф}} t_{\text{п}} + K_{\text{с.у}} \gamma_{\text{д.кр.эф}}, \quad (3)$$

где $\gamma_{\text{д.кр.эф}}$ – удельная масса двигателя для условий крейсерского высотного полета; $K_{\text{с.у}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по отношению к массе двигателя, $K_{\text{с.у}} = 1,4 \dots 1,6$ для ТРД и ТРДД.

Из уравнения (3) следует, что при постоянном времени полета $t_{\text{п}}$ величина γ_{Σ} определяется удельным расходом топлива $C_{\text{уд.кр.эф}}$ и удельной массой двигателя $\gamma_{\text{д.кр.эф}}$. Поэтому ее называют суммарной удельной массой топлива и двигателя [2].

Энергетические критерии оптимизации. Максимальная доля энергии расходуется в виде топлива на этапе эксплуатации. Поэтому энергетическую эффективность в первом приближении можно характеризовать расходом топлива на 1 т · км перевезенного груза:

$$C_{\text{т.км}} = \frac{C_{\text{уд.кр.эф}} P_{\text{кр.эф}} i_{\text{дв}} t_{\text{п}}}{10^{-6} M_{\text{к.н}} L_{\text{п}}} = \frac{C_{\text{уд.кр.эф}} P_{\text{кр.эф}} i_{\text{дв}}}{3,6 \cdot 10^{-3} M_{\text{к.н}} V_{\text{п}}}. \quad (4)$$

Расход топлива $C_{\text{т.км}}$ называют также топливной эффективностью самолета.

Стремление к экономии топлива и повышению эффективности эксплуатации самолета ведет к постоянному усложнению конструкции двигателя и к необходимости применения все более

энергоемких материалов. Вследствие этого постоянно возрастают затраты энергии на стадии создания двигателя.

Экономия топлива не решает проблемы экономии энергии в целом. Поэтому разрабатываются и начинают применяться критерии энергопотребления, характеризующие затраты энергии (как относительные, так и абсолютные) на всех стадиях жизненного цикла двигателя.

Экономические критерии оптимизации. Наиболее общим критерием, с помощью которого учитываются все затраты на разработку $S_{\text{ОКР}}$, производство S , эксплуатацию $S_{\text{экс}}$ летательного аппарата и его силовой установки, а также капитальные затраты на самолетно-двигательный парк и наземные средства $S_{\text{кап}}$, является *стоимость жизненного цикла ЛА*

$$S_{\text{ж. ц}} = S_{\text{ОКР}} + S + S_{\text{экс}} + S_{\text{кап}}. \quad (5)$$

Все слагаемые правой части равенства (5) относятся как к ЛА, так и к двигателю.

Детальный расчет всех расходов за жизненный цикл самолета и двигателя достаточно сложен. Остановимся кратко только на ориентировочной оценке стоимости жизненного цикла двигателя, которая основывается на интегральном учете различных расходов и широком использовании их удельной стоимости [3].

Так, стоимость серийного двигателя

$$S_{\text{дв}} = S_{\text{уд. м}} M_{\text{дв}} K_z.$$

Она оценивается по его массе $M_{\text{дв}}$ и удельной стоимости 1 кг массы $S_{\text{уд. м}}$, которая, в свою очередь, зависит от удельного веса $\gamma_{\text{дв}}$ (конструктивного и термодинамического совершенства двигателя). При снижении $\gamma_{\text{дв}}$ ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) от 0,24 до 0,12 величина $S_{\text{уд. м}}$ возрастает примерно от 500 до 1000 дол./кг. Кроме того, величина $S_{\text{дв}}$ существенно зависит от общего числа серийных двигателей, которые планируется выпустить за жизненный цикл всего парка самолетов этого типа. Эта зависимость учитывается коэффициентом K_z , который при увеличении числа выпускаемых двигателей примерно от 100 до 10 тыс. снижается от 0,6 до 0,3.

Затраты на разработку $S_{\text{ОКР}}$ включают затраты на научные исследования, проектирование, доводку и на другие опытно-

конструкторские работы. Они могут оцениваться по стоимости серийного двигателя, превышая ее более чем на два порядка.

Затраты на эксплуатацию включают затраты на техническое обслуживание, ремонт, а также на горюче-смазочные материалы. Они составляют более 1/2 (до 80 %) стоимости жизненного цикла двигателя.

Если затраты на производство и эксплуатацию летательного аппарата и двигательной установки разделить на его производительность (при условии полной загрузки на всех рейсах за ресурс τ), то получим расчетную себестоимость перевозок (руб/т · км):

$$a = \frac{S + S_{\text{экс}}}{3,6 \cdot 10^{-3} M_{\text{к.н}} V_{\text{п}} \tau}. \quad (6)$$

Если разделить на производительность летательного аппарата стоимость его жизненного цикла $S_{\text{ж.ц}}$, то получим *приведенные затраты с учетом стоимости опытно-конструкторских работ:*

$$a' = \frac{S_{\text{ж.ц}}}{3,6 \cdot 10^{-3} M_{\text{к.н}} V_{\text{п}} \tau}. \quad (6a)$$

Из формул (6) и (6a) следует, что критерии оптимизации параметров двигателя выражаются через массу двигателя и топлива или через коммерческую нагрузку, максимум которой, как отмечалось, обеспечивается при минимальной суммарной массе топлива и двигателя. *Существует, следовательно, связь всех критериев оптимизации с суммарной удельной массой топлива и двигателя. Поэтому функция $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m, T_{\text{г}}^*, \pi_{\text{в}}^*)$ лежит в основе оптимизации параметров двигателя по любым критериям эффективности самолета.*

Поскольку величина γ_{Σ} зависит от удельного расхода топлива и от удельной массы (3), то в следующем разделе приведены результаты расчета и закономерности изменения этих величин от параметров рабочего процесса.

2 ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ГТД ПО САМОЛЕТНЫМ КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Как отмечалось, самолетные критерии оптимизации параметров двигателя в значительной степени зависят от суммарной удельной массы топлива и двигателя, которая в соответствии с формулой (3) при заданном времени (дальности) полета определяется величинами $C_{\text{уд.кр.эф}}$ и $\gamma_{\text{д.кр.эф}}$, а следовательно, и параметрами рабочего процесса. Поэтому нахождение максимумов или минимумов критериев эффективности самолета в зависимости от параметров рабочего процесса связано с минимизацией функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m, T_{\text{г}}^*, \pi_{\text{в}}^*)$. Закономерности минимизации этой функции, а также оптимизации параметров двигателя по другим критериям эффективности самолета получены и изложены в работе [4].

2.1 Закономерности минимизации суммарной удельной массы топлива и двигателя

Проанализируем зависимость суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} вначале от величины $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ при $m = \text{const}$, $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, а затем от двух переменных – $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и m при их независимом изменении и $T_{\text{г}}^* = \text{const}$. При этом величина $\pi_{\text{в}}^*$ рассматривается как зависимая переменная и определяется из условия оптимального распределения энергии между контурами ТРДД. Потери в узлах учитываются КПД и коэффициентами, которые предполагаются постоянными или изменяются в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 8. Внешние условия сохраняются постоянными и соответствуют условиям крейсерского высотного полета дозвукового самолета ($H = 11 \text{ км}$, $M_{\text{п}} = 0,8$).

С увеличением $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ в диапазоне значений, представляющих практический интерес, удельный расход топлива уменьшается, а удельная масса двигателя увеличивается. Преобладающее влияние на величину γ_{Σ} оказывает вначале первый фактор ($C_{\text{уд.кр.эф}}$ $t_{\text{п}}$), а затем второй ($\gamma_{\text{д.кр.эф}}$). Противоположное влияние двух факторов обуславливает минимум функции γ_{Σ} по $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ (рис. 1). При этом оптимальная степень повышения давления $\pi_{\text{к} \text{ opt}}^*$ γ в компрессоре,

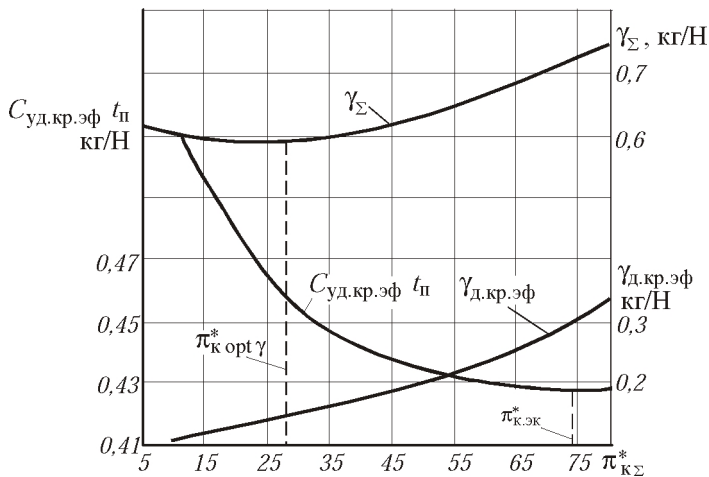


Рис. 1. Зависимости суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} от $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ для ТРДД ($T_{\text{г}}^* = 1400$, $m = 6$, $t_{\text{п}} = 6$ ч, $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,85$)

соответствующая минимальному значению γ_{Σ} , существенно меньше экономической степени повышения давления $\pi_{\text{к.ЭК}}^*$, соответствующей минимальному значению удельного расхода топлива $C_{\text{уд.кр.эф}}$, что обусловлено влиянием второго фактора.

Подчеркнем, что $\pi_{\text{к opt } \gamma}^*$ зависит от значимости первого и второго факторов – слагаемых в формуле (3). Если значимость первого фактора повышается (увеличивается $C_{\text{уд.кр.эф}}$ или $t_{\text{п}}$), то соответственно возрастает $\pi_{\text{к opt } \gamma}^*$. И, наоборот: повышение значимости второго фактора ($\gamma_{\text{д.кр.эф}}$) ведет к уменьшению $\pi_{\text{к opt } \gamma}^*$.

Как следует из рис. 1, изменение суммарной удельной массы γ_{Σ} по $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ описывается весьма пологой кривой. Поэтому при незначительном отклонении γ_{Σ} от минимального значения, например на 1 %, степень повышения давления $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ отклоняется от оптимального значения на 20...30 %. Следовательно, *практическому минимуму суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} соответствует большой диапазон значений $\Delta \pi_{\text{к.нв}}^*$, который*

называют **диапазоном наивыгоднейших значений степени повышения давления в компрессоре**.

Аналогично изменяется суммарная удельная масса топлива и двигателя γ_{Σ} и по величине m при постоянных $\pi_{к\Sigma}^*$ и $T_{г}^*$, т.е. функция имеет пологий минимум. Минимуму функции γ_{Σ} соответствует оптимальная степень двухконтурности $m_{opt \gamma}$, а практическому минимуму – диапазон наивыгоднейших степеней двухконтурности $\Delta m_{нв}$.

Отметим, что величина $m_{opt \gamma}$ (а следовательно и $\Delta m_{нв}$) зависит от внешнего сопротивления двигателя, увеличение которого приводит к значительному снижению оптимальной степени двухконтурности.

Суммарная удельная масса топлива и двигателя как функция двух переменных $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ представляет собой поверхность (рис.2), весьма пологую в области минимума γ_{Σ} . Если отступить от минимума, например на $\Delta \gamma_{\Sigma} = 1\%$, и провести плоскость, перпендикулярную оси γ_{Σ} , то пересечение плоскости с поверхностью даст область сочетаний $\pi_{к\Sigma}^*$ и m , в которой обеспечивается практический минимум γ_{Σ} – **область наивыгоднейших значений $\pi_{к\Sigma}^*$ и m** .

Минимум функции γ_{Σ} практически обеспечивается при изменении $\pi_{к\Sigma}^*$ и m в широком диапазоне наивыгоднейших значений. Эта важная особенность функции облегчает задачу выбора параметров в процессе проектирования двигателя, так как позволяет учесть ряд других факторов, таких как имеющийся задел, возможности использования доведенного газогенератора и унификации узлов, сроки доводки, необходимые затраты и т.д.

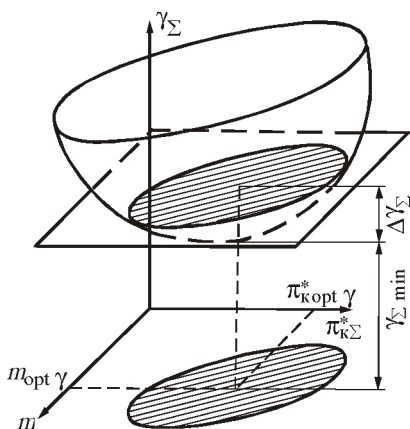


Рис. 2. Область наивыгоднейших параметров $\pi_{к\Sigma}^*$ и m , соответствующая практическому минимуму функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$ при $T_{г}^* = \text{const}$, $t_{п} = \text{const}$

2.2 Зависимость области наивыгоднейших параметров от различных факторов

Как отмечалось в разд. 1, условию $\gamma_{\Sigma} = \gamma_{\Sigma \min}$ соответствует минимальная взлетная масса при $M_{\text{к.н}} = \text{const}$ или максимальная коммерческая нагрузка при $M_0 = \text{const}$. Поэтому области наивыгоднейших параметров, определенные из условия обеспечения $\gamma_{\Sigma \min}$, удовлетворяют также условию обеспечения $M_{0 \min}$ или $M_{\text{к.н. max}}$. Кроме того, закономерности минимизации функции $\gamma_{\Sigma} = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m)$ относятся и к оптимизации параметров ГТД по другим критериям эффективности самолета (a , $C_{\text{т.км}}$, $S_{\text{ж.ц}}$), поскольку эти критерии в значительной степени зависят от суммарной удельной массы топлива и двигателя γ_{Σ} .

Так, на зависимость себестоимости перевозки 1 т·км груза от параметров рабочего процесса определяющее влияние оказывают стоимости топлива $S_{\text{т}}$ и двигателя $S_{\text{дв}}$. По существу это те же два фактора, которые определяют минимум γ_{Σ} по $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$, но в их стоимостном выражении. Поэтому себестоимость a имеет минимум по $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$. Однако оптимальное значение степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к opt } a}^*$, соответствующее минимуму себестоимости, меньше $\pi_{\text{к opt } \gamma}^*$. Это связано с тем, что стоимость 1 кг массы двигателя в несколько тысяч раз превышает стоимость 1 кг топлива, и хотя расходы на двигатель, в отличие от расходов на топливо, амортизируются не за один полет, а в течение всего его ресурса, значимость второго фактора повышается с переходом от критерия γ_{Σ} к себестоимости a , что и приводит к снижению $\pi_{\text{к opt } a}^*$.

Функция a , как и γ_{Σ} , имеет пологий минимум по $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и m при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$, а практическому минимуму функции $a = f(\pi_{\text{к}\Sigma}^*, m)$ соответствует область наивыгоднейших значений $\Delta \pi_{\text{к нв}}^*$ и $\Delta m_{\text{нв}}$.

Следовательно, с переходом от оптимизации параметров по массе (γ_{Σ}) к оптимизации их по себестоимости (a) оптимальные параметры и соответственно области наивыгоднейших параметров уменьшаются, так как значимость двигателя в стоимостном выражении увеличивается по сравнению со значимостью топлива.

С переходом от оптимизации по массе (γ_{Σ}) к оптимизации по энергетическим критериям ($C_{Т. км}$) оптимальные параметры $\pi_{к\text{ opt } C}$ и $m_{\text{ opt } C}$ и соответственно области наивыгоднейших параметров, наоборот, повышаются вследствие увеличения значимости первого (топливного) фактора, так как большая часть энергии, потребляемой за жизненный цикл двигателя, как отмечалось, расходуется в виде топлива в процессе его эксплуатации.

Результаты сравнения оптимальных параметров и соответственно областей наивыгоднейших параметров, определенных для различных критериев оптимизации, показаны на рис. 3. Здесь приведены также параметры m , $\pi_{к\Sigma}^*$, определенные из условия обеспечения минимального удельного расхода топлива.

Из рисунка видно, что наивыгоднейшие параметры, соответствующие любым критериям эффективности самолета (α , γ_{Σ} , $C_{Т. км}$), существенно меньше наивыгоднейших параметров, соответствующих критерию эффективности двигателя ($C_{уд}$).

Оптимизация параметров $\pi_{к\Sigma}^*$ и m выполнялась при условии

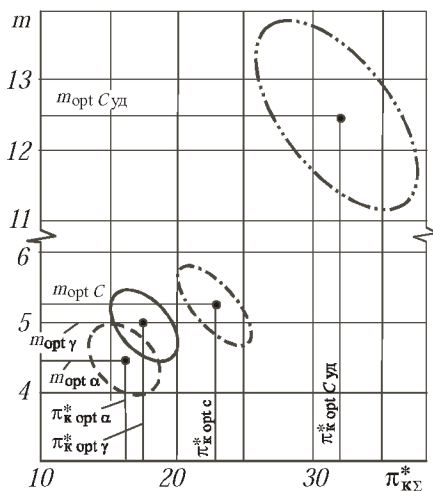


Рис. 3. Зависимости оптимальных параметров ($\pi_{к\Sigma\text{ opt}}^*$, $m_{\text{ opt}}$) и соответствующих им областей наивыгоднейших значений $\pi_{к\Sigma}^*$ и m ТРДД ($T_{г\text{ кр}}^* = 1240\text{ К}$, $H = 11\text{ км}$, $M_{II} = 0,8$, $L_{II} = \text{const}$) от критериев оптимизации:

— γ_{Σ} ; — — — α ;
- · - · - $C_{Т. км}$; - · · - · - $C_{уд}$

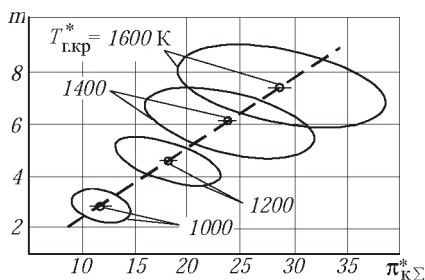


Рис. 4. Зависимости областей наивыгоднейших параметров ТРДД от температуры газа перед турбиной $T_{г\text{ кр}}^*$ при $H = 11\text{ км}$, $M_{II} = 0,8$

постоянства температуры газа перед турбиной. С увеличением T_{Γ}^* (в диапазоне применяемых в настоящее время максимальных значений) удельный расход топлива повышается или изменяется незначительно, а удельная масса двигателя снижается. Поэтому значимость первого фактора – слагаемое в формуле (3) – увеличивается, а второго – уменьшается, вследствие чего оптимальные параметры (и соответственно области наивыгоднейших параметров) увеличиваются (рис. 4).

Аналогичное влияние на оптимальные параметры и области наивыгоднейших параметров оказывает время (дальность) полета самолета. С ростом t_{Π} (L_{Π}) увеличивается произведение $C_{\text{уд.кр.эф.}} t_{\Pi}$, т.е. повышается *значимость* первого фактора в формуле (3), что и ведет к увеличению оптимальных параметров.

Таким образом, оптимальные параметры $\pi_{\text{к opt}}^$ и m_{opt} и области их наивыгоднейших сочетаний существенно зависят от критериев оптимизации, температуры газа перед турбиной и времени (дальности) полета самолета.* Поэтому при выборе параметров двигателя перечисленные факторы должны быть обоснованы и ранжированы исходя из задачи, для выполнения которой проектируется самолет.

3 МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ ГТД

Выбор параметров и последующее проектирование узлов до недавнего времени производились по критериям двигателя: из условия обеспечения заданных значений тяги и удельного расхода топлива с учетом ограничений по габаритным размерам и массе. В последние десятилетия представление о проектировании двигателя как о процессе, изолированном от самолета, коренным образом изменилось. В современном представлении проектирование двигателя – многоуровневый иерархический процесс. Показатели эффективности системы на определенном уровне иерархии становятся критериями оптимизируемой системы более низкого уровня. Различают три уровня проектирования (рис.5): начальный (выбор параметров по самолетным критериям эффективности), первый (проектирование узлов) и второй (проектирование деталей).

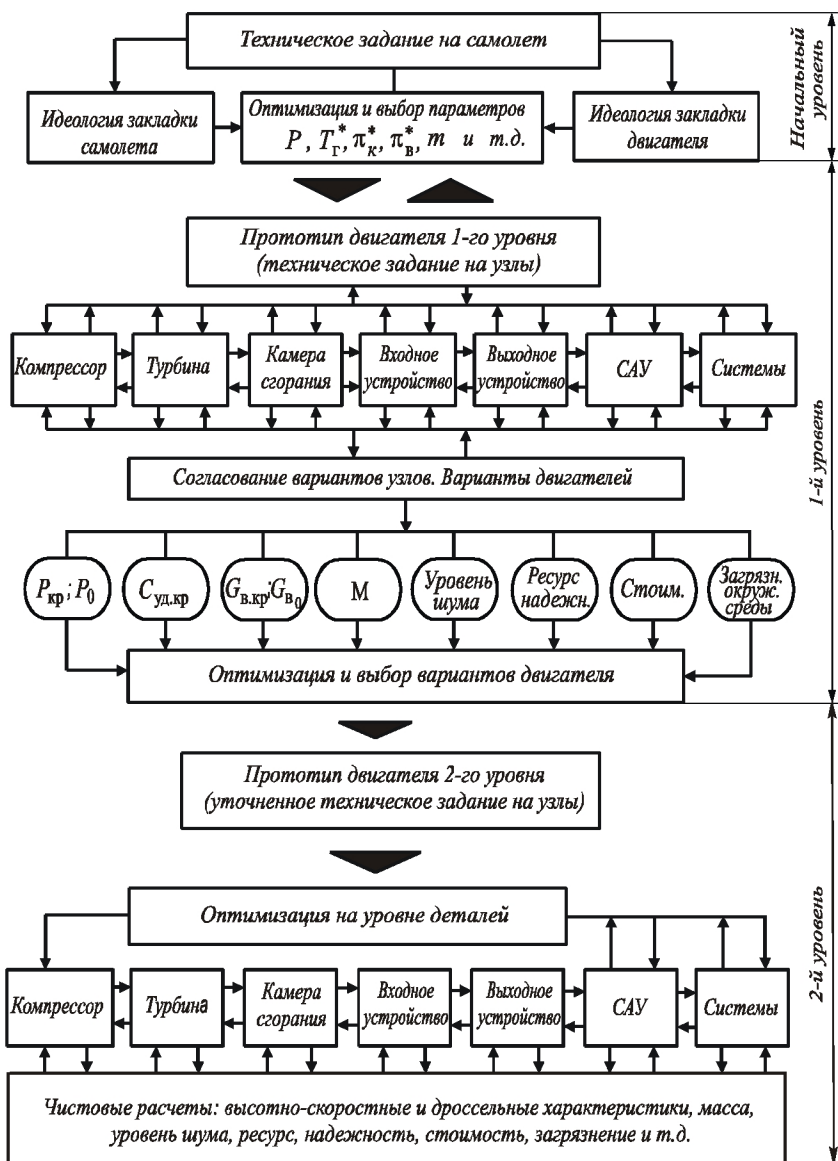


Рис. 5. Схема проектирования двигателя (предложена И. Ф. Флоровым)

3.1 Методология выбора параметров на начальном уровне проектирования

Начальный уровень проектирования начинается с формулирования задачи и разработки идеологии закладки двигателя (эти вопросы будут затронуты в следующем разделе). *Главное его содержание – расчеты по оптимизации параметров двигателя, которые включают согласование характеристик самолета и двигателя (завязку) и определение области компромиссного решения.* А заканчивается он выбором двух – трех вариантов двигателя, проектным термогазодинамическим расчетом и определением основных размеров их проточной части, составлением описания (“портрета”) двигателя и выдачей технического задания на проектирование узлов.

Завязка самолета и двигателя производится в целях определения их основных размеров и массы. В простейшем случае, когда заданы соотношение между крейсерской и взлетной тягами $\bar{P}_{кр} = P_{кр} / P_0$ и взлетная тяговооруженность $r_{вз} = i_{дв} P_0 / (gM_0)$ (отношение взлетной тяги двигателей к взлетному весу самолета), которые изменяются в узких пределах, завязка может быть выполнена в такой последовательности.

1. Подготавливается исходная и проектная документация по самолету (масса коммерческой нагрузки $M_{к.н}$, дальность полета $L_{п}$, относительная масса планера $\bar{M}_{пл}$, высота полета H , число $M_{п}$, число двигателей на самолете $i_{дв}$ и т.д.) и по двигателю (ресурс τ , все КПД и коэффициенты потерь, характеризующие потери в узлах, коэффициент внешнего сопротивления C_x , коэффициенты, характеризующие отбор воздуха на охлаждение элементов двигателя и т.д.) и оцениваются вероятные диапазоны возможного изменения исходных данных. Задаются, кроме того, начальные ограничения: по максимально допустимой температуре газа перед турбиной на максимальном режиме $T_{г}^* < T_{г\max}^*$, по уровням шума, токсичности выхлопа и др.

2. Формулируется задача оптимизации параметров рабочего процесса, например: величины $\pi_{к\Sigma}^*$ и m оптимизируются по критериям эффективности самолета (по себестоимости a перевозки 1 т·км, взлетной массе M_0 , расходу топлива $C_{т.км}$ на 1 т·км); величина $\pi_{в}^*$ рассчитывается из условия наивыгоднейшего распределения энергии

между контурами ТРДД, а температура T_{Γ}^* задается как величина, характеризующая уровень технического совершенства.

3. Выполняется проектный термогазодинамический расчет двигателя для условий длительного крейсерского высотного полета при $G_{\text{в}} = 1 \text{ кг/с}$ и при принятых сочетаниях $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и m .

4. В первом приближении принимается, что площадь входа в компрессор $F_{\text{в}} = 1 \text{ м}^2$, и для этого условия определяются расход воздуха через двигатель, площади характерных проходных сечений, а также соответствующие значения тяги $P_{\text{кр}}$ и расхода топлива. Кроме того, по формуле (1) вычисляется потребная масса топлива $M_{\text{т}}$ из условия обеспечения заданной дальности полета.

5. Вычисляется потребная взлетная тяга P_0 из условия обеспечения заданного соотношения тяг $\bar{P}_{\text{кр}}$ и полученного при термогазодинамическом расчете значения $P_{\text{кр}}$. Затем определяются температура $T_{\Gamma 0}^*$, расход воздуха и параметры рабочего процесса на взлетном режиме, соответствующие этой тяге. При этом следует иметь в виду, что площади характерных сечений рассчитываемого варианта двигателя заданы, поскольку они определены условиями длительного крейсерского режима. В этих случаях параметры рабочего процесса, соответствующие взлетному режиму, определяются из условия совместной работы узлов двигателя по методике расчета его характеристик.

6. Рассчитывается масса двигателя и, следовательно, масса силовой установки по формулам, приведенным в [5], в зависимости от параметров рабочего процесса и расхода воздуха на взлетном режиме. Определяется суммарная масса топлива и двигателя.

7. Вычисляется взлетная масса самолета по заданной тяговооруженности и полученному значению P_0 . На основании уравнения баланса масс самолета (2) определяется масса коммерческой нагрузки $M_{\text{к.н}}$, соответствующая произвольно принятой площади $F_{\text{в}}$.

8. Методом последовательных приближений подбирается площадь $F_{\text{в}}$ из условия равенства полученного и заданного значений коммерческой нагрузки. В процессе подбора удельные параметры двигателя не изменяются, так как постоянны параметры рабочего процесса. Расходы воздуха и топлива через двигатель, тяга в земных и высотных условиях полета изменяются пропорционально площади

входа в компрессор. Так же изменяется суммарная масса топлива на борту самолета, а масса двигателя рассчитывается, как было показано выше.

В результате такого подбора определяются: площади сечений, характеризующие размеры двигателя, его масса, а также взлетная масса самолета, удовлетворяющие заданной коммерческой нагрузке и дальности полета. В этом заключается завязка самолета и двигателя.

Для определения области компромиссов и выбора компромиссного решения рассчитываются критерии оптимизации a и $C_{т. км.}$; один из принятых критериев M_0 определен в процессе завязки самолета и двигателя, см. разд.1. Завязка самолета и двигателя и последующий расчет критериев эффективности выполняются для всех выбранных сочетаний оптимизируемых параметров ($\pi_{к\Sigma}^*$, m). По результатам этих расчетов определяются оптимальные параметры рабочего процесса $\pi_{к\text{opt}}^*$ и m_{opt} по каждому критерию эффективности и соответствующие им области наивыгоднейших параметров $\Delta\pi_{к. нв}$ и $\Delta m_{нв}$ (см. рис. 3). Пересечение их образует область компромиссов (рис. 6), т.е. область параметров, отвечающих (с определенной точностью) всем перечисленным критериям [4]. На эту область накладываются заданные ограничения по температуре $T_{г\text{max}}^*$ и габаритным размерам двигателя, по срокам его создания, по уровням шума и токсичности выхлопа и т.д., для чего необходимо рассчитать эти показатели. В области, свободной от ограничений, выбирают два – три варианта сочетаний параметров рабочего процесса (компромиссного

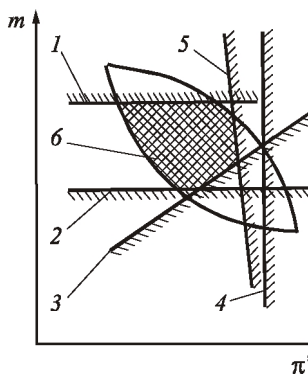


Рис. 6. Область компромиссов (по параметрам $\pi_{к\Sigma}^*$ и m) с ограничениями:

- 1 – по габаритам двигателя;
- 2 – по уровню шума;
- 3 – по температуре $T_{г\text{max}}^*$;
- 4 – по токсичности выхлопа;
- 5 – по срокам создания двигателя;
- 6 – свободная от ограничений

решения) для последующего более детального их исследования. Выполняется уточненный проектный термогазодинамический расчет этих вариантов двигателей и проектируется их проточная часть. Согласовываются параметры турбин и компрессоров: определяются окружные скорости, диаметральные размеры и число ступеней. По результатам этих расчетов составляется описание двигателя для выдачи технического задания на проектирование узлов и следующего – первого уровня проектирования.

3.2 Некоторые проблемы разработки двигателя

Проблемы разработки двигателя возникают уже на стадии формулирования задачи и разработки идеологии закладки двигателя. При формулировании задачи задается тип проектируемого летательного аппарата (например, дозвуковой транспортный самолет), масса его коммерческой нагрузки $M_{к.н.}$, дальность полета $L_{п}$ и условия базирования. Проектируемый самолет вступит в строй примерно через десять лет и будет эксплуатироваться в течение еще примерно двух десятилетий, поэтому обоснованно назначить значения перечисленных величин нельзя без прогнозной оценки перспектив развития транспорта и других отраслей промышленности. Возникает, следовательно, *проблема выбора и обоснования характеризующих самолет величин ($M_{к.н.}$, $L_{п}$ и др.)*.

Под идеологией закладки двигателя понимают выбор соотношения между уровнем его технического совершенства, сроками создания и необходимым финансированием. Уровень технического совершенства в основном характеризуют: максимальная температура $T_{г\max}^*$, применяемые материалы, технология процесса производства, нагруженность ступеней компрессора и турбины, уровень потерь в узлах и элементах двигателя (значения КПД узлов и коэффициентов потерь) и т.п. *Выбор правильного соотношения – одна из наиболее сложных проблем проектирования двигателя, а ошибка на этом этапе ведет к далеко идущим последствиям.*

На этапе закладки двигателя возможны два подхода, которые известный специалист в этой области И.Ф. Флоров условно называл “оптимистическим” и “осторожным”. При “оптимистическом” подходе возможности фирмы переоцениваются, например, закладывается двигатель с высокой температурой $T_{г\max}^*$, назначаются относительно сжатые сроки его разработки и выделяется

очень “экономное” финансирование. После продолжительной доводки такого двигателя выясняется, что выбранные параметры не могут быть реализованы в запланированные сроки. Это приводит к необходимости внесения существенных изменений в проект двигателя и самолета. В результате сроки разработки срываются, двигатель сдается в эксплуатацию с минимальным ресурсом. Доводка двигателя по надежности и ресурсу ведется параллельно с его эксплуатацией, что приводит к значительному удорожанию производства и эксплуатации, а следовательно, и стоимости жизненного цикла двигателя в целом.

При “осторожном” подходе двигатель закладывается с небольшими по сравнению с прототипом изменениями параметров рабочего процесса, при этом назначаются немалые сроки и производится соответствующее финансирование. В результате проходит время и создается самолет, мало отличающийся от прототипа, – деньги и время, по существу, потеряны. А за это время конкурирующие фирмы создают существенно более эффективные образцы авиационной техники. “Осторожный” подход получается ориентированным на отставание. Из этого следует, что при выборе соотношения между уровнем совершенства, сроками и финансированием лучше придерживаться “золотой середины”. Однако ее определение – дело непростое, и для правильной разработки идеологии закладки двигателя нужны специальные организационные и технические меры [6], к которым мы еще вернемся.

На этапе подготовки к расчетам по оптимизации параметров двигателя возникают еще три проблемы [4]: что оптимизировать, по каким критериям, для каких условий (режимов) полета?

Проблема выбора параметров, подлежащих оптимизации (независимых переменных), возникает в связи с тем, что двигатель сложной схемы имеет достаточно большое число параметров рабочего процесса (T_{Γ}^* , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, m , T_{Φ}^* для ТРДДФ), в зависимости от которых критерии эффективности самолета имеют экстремум. Кроме того, такие двигатели имеют, как правило, несколько регулируемых сечений, которые при завязке самолета и двигателя также следует рассматривать как независимые переменные. Однако нахождение экстремума функции нескольких переменных (при их независимом изменении и при числе переменных, превышающем три – четыре) является непростой задачей, особенно если учесть, что эта задача многокритериальная и по каждому критерию нужно определить не

только экстремум и соответствующие ему оптимальные параметры, но и области наивыгоднейших параметров. Поэтому число оптимизируемых параметров по возможности целесообразно сократить.

Проблема выбора и ранжирования критериев оптимизации возникает вследствие того, что комплекс критериев оценки летательного аппарата, по которому в настоящее время оценивают эффективность проектируемого ГТД, может состоять из шести – восьми и более показателей, причем различным критериям соответствуют различные значения оптимальных и различные области наивыгоднейших параметров. Поскольку нелегко ответить на вопрос, каким критериям отдать предпочтение – экономическим или энергетическим, возникает необходимость определения области компромиссных параметров, отвечающих с определенной точностью всему комплексу критериев оценки летательного аппарата.

Проблема выбора режима полета самолета, для которого нужно оптимизировать параметры двигателя, возникает вследствие того, что за полетный цикл (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, посадка и руление по аэродрому) в широких пределах изменяются не только высота и скорость полета, но и режимы работы двигателя, а следовательно, и параметры рабочего процесса. Поэтому в общем случае (для многоцелевых самолетов) оптимизировать нужно не только параметры рабочего процесса, но и траекторию полета самолета [1]. В частном случае для дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов оптимизацию параметров двигателя достаточно выполнять для условий высотного крейсерского полета, так как влияние остальных режимов на эффективность полета незначительное. (При этом необходимость расчета взлетного режима не отпадает, так как он наиболее нагружен и по результатам такого расчета, в частности, определяется масса двигателя.) Однако и в этом случае выбор высоты и скорости, характеризующих условия высотного крейсерского полета, требует обоснования, поскольку стремление летать быстрее находится в постоянном противоречии с проблемой экономии топлива.

При анализе результатов расчета и выборе параметров двигателя возникает еще одна проблема – *обоснование надежности получаемых результатов*. Ее возникновение обусловлено тем, что при подготовке исходных проектных данных задается около тридцати параметров,

характеризующих уровень потерь в узлах и элементах двигателя (см. гл. 8 [7]), которые имеют прогнозный, неопределенный характер. То же самое относится и к проектным данным, характеризующим совершенство самолета. Кроме того, условия эксплуатации (полетные и погодные условия, загрузка самолета, стоимость топлива и пр.), по существу, носят вероятностный характер. Например, цены на топливо могут измениться даже за время разработки самолета и двигателя. Поэтому методология оптимизации и выбора параметров двигателя должна содержать обоснование надежности получаемых результатов в условиях неопределенности исходных проектных данных.

Мы коснулись только проблем начального уровня проектирования. Однако основной проблемой современной авиации является непомерно высокая стоимость разработки, производства и эксплуатации самолетов и двигателей. Например, разработка и изготовление 244 стратегических бомбардировщиков В-1 оценивалась в 23 млрд. долларов.

Высокая стоимость авиационной техники и угрожающие темпы роста этой стоимости объясняются тремя основными причинами:

- 1) постоянно возрастающей сложностью летательных аппаратов и двигателей;
- 2) раздельной разработкой двигателя и летательного аппарата;
- 3) неправильной стратегией финансирования.

Постоянное усложнение техники – это объективная закономерность ее развития. Вторая и третья причины связаны с неправильной организацией работ, что должно поддаваться определенному корректированию.

Раздельная разработка двигателя и самолета обычно приводит к рассогласованию их характеристик, так как в процессе проектирования появляются отклонения от первоначально принятых данных как по двигателю, так и по самолету и, как правило, не в лучшую сторону. В результате самолет может оказаться перетяжеленным, а тяга – недостаточной. Во многих случаях это рассогласование обнаруживается на последних стадиях доводки двигателя, т.е. при испытаниях на самолете, и даже в эксплуатации, именно поэтому оно приводит к большим дополнительным затратам, так как возникает необходимость перепроектирования двигателя, по существу, вторичной его доводки и замены на всех самолетах в эксплуатации.

Чтобы не допустить рассогласования характеристик, проектирование двигателя нужно выполнять в системе самолета, т.е. по самолетным критериям эффективности (как и выбор параметров на начальном уровне). Такая необходимость обусловлена тем, что многие варианты конструкции узлов и деталей оказывают противоположное влияние на выходные данные двигателя: на удельный расход топлива и удельную массу. Например, двухступенчатая турбина ВД двухвального ТРДД (с высоким $\pi^*_{кВД0}$) по сравнению с одноступенчатой обеспечивает более высокий КПД (меньший удельный расход топлива), но имеет большую массу.

Неправильная стратегия финансирования характеризуется тем, что мало средств выделяется на этапе разработки изделий; это приводит к последующему их перерасходу на этапах производства и эксплуатации и к увеличению стоимости жизненного цикла в целом. (Анализом структуры затрат, проделанным фирмой Дженерал Электрик, установлено, например, что около 65 % стоимости жизненного цикла двигателей J79, TF39 и T58 составляют эксплуатационные расходы; затраты на производство примерно равны 28 %, а на разработку – в среднем 7 %.) Такая стратегия – причина неправильной организации работ по созданию двигателя и самолета, которая заключается в том, что к их разработке приступают одновременно, хотя на создание планера требуется 4 – 6 лет, а на создание перспективного двигателя для истребителя – 12 – 14 лет [6].

Недостаточность финансирования на этапе разработки может привести к резко негативным последствиям. Так, в США в конце 70-х годов XX века восемь типов серийных двигателей для военной авиации вынуждены были проходить дополнительную доводку с финансовыми затратами около 2 млрд. долларов в течение 6 лет [6].

Стратегия финансирования тесно связана с идеологией закладки двигателя. Упомянутые “оптимистический” и “осторожный” подходы являются, по существу, следствием недостаточной технической проработки вопроса из-за отсутствия технического задела.

Для правильной разработки идеологии закладки двигателя и сведения к минимуму конструкторского риска нужны специальные организационные и технические меры, необходим “новый подход к разработке двигателей”. В конце 70-х годов в США была предложена новая этапно-временная методология создания двигателей военного

назначения [6, 8]. Суть ее состоит в том, что полный цикл разработки двигателя имеет три основные стадии:

исследовательские разработки, в процессе которых проверяются новые технические решения;

перспективные разработки, в процессе которых создаются и экспериментально проверяются наиболее сложные узлы (к ним относится в первую очередь газогенератор) и демонстрационные двигатели, в том числе прототипы;

инженерная разработка конструкций, в процессе которой создаются и доводятся опытные полноразмерные образцы.

Таким образом, особенность новой методологии состоит в том, что стадии инженерной разработки конструкции и доводки опытных образцов, которая продолжается около пяти лет, предшествуют еще две стадии, продолжительность каждой из которых также составляет около пяти лет. В этот период создается научно-технический задел, оценивается степень конструкторского и финансового риска и исследуется влияние характеристик на стоимость жизненного цикла в целях достижения оптимального соотношения между затратами на разработку, производство и эксплуатацию.

При новой методологии изменяется стратегия финансирования, согласно которой предполагается 36 % средств стоимости жизненного цикла затрачивать на этапе разработки, 30 % – на этапе производства и только 34 % – на этапе эксплуатации. Большие затраты на этапе разработки обеспечивают минимальную стоимость жизненного цикла, так как в эксплуатацию поступает двигатель, все выходные параметры которого (характеристики, ресурс, стоимость) достигают требуемых значений.

В соответствии с рассмотренной методологией создания двигателя уже на стадии исследовательских разработок должна создаваться математическая модель жизненного цикла (в рамках CALS-технологий) для исследования влияния новых технических решений (и соответственно новых характеристик двигателя) на затраты в производстве и эксплуатации, а следовательно, на стоимость жизненного цикла.

4 ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрим в качестве примера следующий вариант задания на проектирование ТРДД, типичный для дипломного проектирования.

Заданные режимы работы двигателя:

$P_{\text{дв взл}} = 99 \text{ кН}$ (10092 кгс) при $H_{\text{П}} = 0$, $M_{\text{П}} = 0$, САУ;

$P_{\text{дв кр}} = 20,4 \text{ кН}$ в условиях полета $H_{\text{П}} = 11 \text{ км}$, $M_{\text{П}} = 0,8$, САУ.

Заданный прототип двигателя — ТРДД TF-34-GE-2.

Заданный прототип ЛА — Боинг 737-300.

Расчетная дальность полета ЛА — $L_{\text{П}} = 3500 \text{ км}$.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{Г max}}^* \leq 1560 \text{ К}$;

удельные затраты топлива ЛА $C_{\text{Т км}} \leq 0,30 \text{ кг/т·км}$ при $S_{\text{ж ла}} \rightarrow \min$;

назначенный ресурс ТРДД $\tau_{\text{наз}} = 40000 \text{ ч}$.

При упрощении задачи, в случае, когда для проектируемого ТРДД известна необходимая величина $C_{\text{уд}}$ в условиях крейсерского полета, в данном варианте вместо технико-экономических показателей ЛА ($C_{\text{Т км}}$ и т.п.) может быть, например, задано: $C_{\text{уд кр}} \leq 62,5 \text{ кг/кН·ч}$ ($0,613 \text{ кг/кгс·ч}$); $M_{\text{дв}} \leq 1700 \text{ кг}$; $D_{\text{дв}} \leq 1590 \text{ мм}$.

При наиболее упрощенной постановке задачи (типичной при курсовом проектировании) вариант этого задания может быть сформулирован таким образом.

Заданный режим работы двигателя — $P_{\text{дв}} = 99 \text{ кН}$ при $H_{\text{П}} = 0$, $M_{\text{П}} = 0$, САУ.

Заданный прототип двигателя — TF-34-GE-2.

Ограничения:

максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{Г max}}^* \leq 1560 \text{ К}$;

удельный расход топлива на взлетном режиме $C_{\text{уд}} \leq 37 \text{ кг/кН·ч}$ ($0,363 \text{ кг/кгс·ч}$);

назначенный ресурс $\tau_{\text{наз}} = 40000 \text{ ч}$.

5 ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД

Конструктивную схему проектируемого ТРДД принимаем по прототипу – без смещения потоков, с коротким каналом наружного контура (рис. 7). В соответствии с рекомендациями [9] в качестве расчетного режима для ТРДД дозвуковых ЛА принимается крейсерский режим в условиях полета.

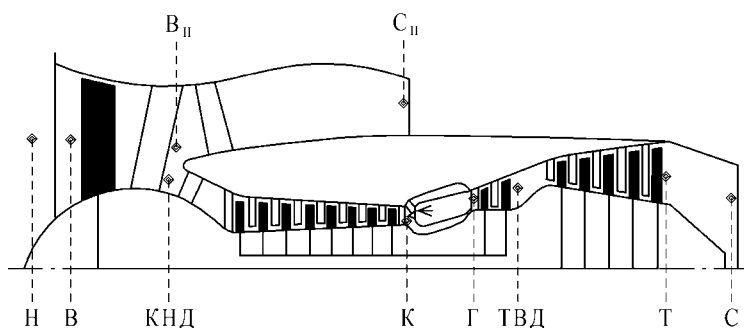


Рис. 7. Схема проточной части ТРДД - прототипа

Предварительный выбор величин оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД производится на основе типовых зависимостей, приведенных на рис. 8. Учет влияния расчетной дальности полета осуществляется с помощью зависимостей, приведенных на рис. 9. В качестве максимально допустимой температуры газа перед турбиной двигателя принимается температура T_{Γ}^* взлетного режима. Для рассматриваемого примера задания по величине температуры $T_{\Gamma \text{ взл}}^* = 1560 \text{ К}$ и требуемой дальности полета $L_{\Pi} = 3500 \text{ км}$ с помощью зависимостей рис. 8, 9 можно выбрать в качестве расчетных следующие варианты оптимальных сочетаний параметров рабочего процесса в условиях крейсерского полета при $M_{\Pi} = 0,8$; $H_{\Pi} = 11 \text{ км}$.

I вариант	II вариант	III вариант
$\pi_{\kappa\Sigma} = 23,0;$		
$m = 6,1 \ (m = 5 \dots 6,8);$	$\pi_{\kappa\Sigma} = 19;$	$\pi_{\kappa\Sigma} = 30;$
$\pi_B = 1,68;$	$m = 6,0;$	$m = 5,0;$
$\pi_B = (1,6 \dots 1,82).$	$\pi_B = 1,6.$	$\pi_B = 1,82.$

Следует обратить внимание на специфичность оптимальных сочетаний величин π_{κ} , m и π_B для ТРДД в крайних точках — вариантах II и III, что определяется протеканием границ области оптимальных параметров при $\Delta_p = \text{const}$ (см. рис. 8).

Основываясь на схеме проточной части прототипа (рис. 7), выбранных значениях основных параметров рабочего процесса проектируемого ТРДД ($T_{\Gamma}^*_{\text{max}}$, $\pi_{\kappa\Sigma}$, m , π_B), выбираем, например, для I варианта параметров ($\pi_{\kappa\Sigma p} = 23$) следующие величины КПД ступеней компрессоров и турбин и коэффициентов потерь:

$\sigma_{\text{BX}} = 1,0;$	$\varphi_{\text{с I}} = 0,99;$	$\eta^*_{\text{ст твд}} = 0,91;$
$\sigma_{\text{КС}} = 0,945;$	$\varphi_{\text{с II}} = 0,995;$	$V_{\text{охл III са вд}} = 0,96;$
$\eta_{\Gamma} = 0,99;$	$\sigma_{\text{II}} = 0,99;$	$V_{\text{охл са вд}} = 0,98;$
$\eta_{m \text{ нд}} = 1,0;$	$\eta^*_{\text{ст тнд}} = 0,91;$	$V_{\text{охл рк вд}} = 0,975;$
$\eta_{m \text{ вд}} = 0,995;$	$V_{\text{охл III са нд}} = 1,0;$	$V_{\text{ут вд}} = 0,995;$
$\eta^*_{\text{ст в}} = 0,875;$	$V_{\text{охл са нд}} = 0,98;$	$V_{\text{ут нд}} = 1,0.$
$\eta^*_{\text{ст квд}} = 0,895;$	$V_{\text{охл III рк нд}} = 1,0;$	

Выбранные значения КПД соответствуют дозвуковому типу ступеней компрессора и оптимально нагруженным (неохлаждаемым) ступеням турбины. Вентилятор выбираем одноступенчатым с транздуковым типом ступени: $\pi_B = 1,68$ при $\eta^*_B = \eta^*_{\text{ст}} = 0,875$. Поскольку ступень вентилятора является входной, значение $\eta^*_{\text{ст в}}$ снижено относительно рекомендованных значений на 2%. Принимая при $m = 6,1$ по рис. 1.4 $\bar{\pi} = 0,895$ и $\bar{\eta} = 0,975$, получим: $\pi_{\text{кнд}} = 1,68 \cdot 0,895 = 1,504$; $\eta^*_{\text{кнд}} = 0,875 \cdot 0,975 = 0,853$.

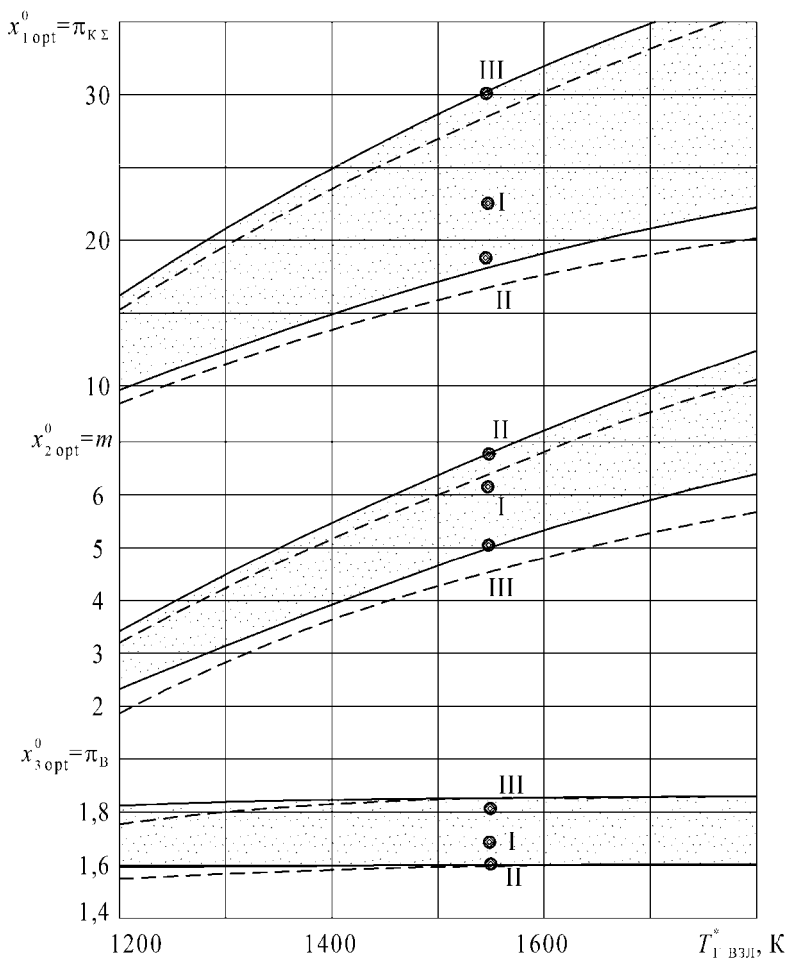


Рис. 8. Типовая зависимость от температуры $T^*_{Г ВЗЛД}$ оптимальных по критерию M_0 значений $\pi_{\kappa\Sigma}$, m , π_B для условий крейсерского полета ТРДД ДПС ($H_{П} = 11\text{ км}$, $M_{П} = 0,75 \dots 0,85$, САУ, $L_{П} = 3500\text{ км}$) при $\Delta_y = 1\%$: - - - - - ТРДД см; ————— ТРДД

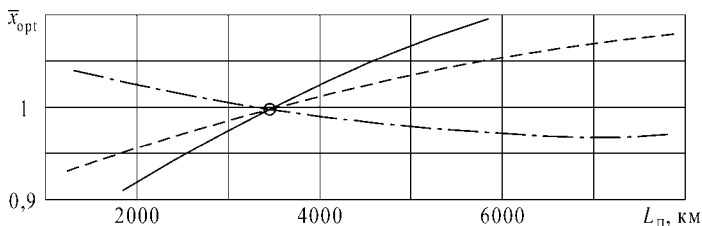


Рис. 9. Влияние расчетной дальности полета на величины оптимальных параметров ТРДД:

$$X_{i \text{ opt}} = X_{i \text{ opt}}^0 \cdot \bar{X}_{i \text{ opt}}; \text{ ————— } \pi_{k \text{ opt}}; \text{ - - - - } m_{\text{opt}}; \text{ - · - · - } \pi_{v \text{ opt}}$$

6. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ К ПРОЕКТНОМУ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ ДВИГАТЕЛЯ

Для расчета заданных режимов работы ТРДД принятой конструктивной схемы необходимо предварительно оценить для этих режимов величины параметров рабочего процесса и КПД в каскадах компрессора и турбины.

Предварительное распределение работ между каскадами НД и ВД на расчетном режиме осуществляется по методике, изложенной в [9]. При этом в расчетной точке ($H_{\Pi} = 11 \text{ км}$; $M_{\Pi} = 0,8$; $P_{\text{дв р}} = 20,4 \text{ кН}$), например, для I варианта параметров рабочего процесса ($\pi_{\kappa \Sigma} = 23$) при принятых в разделе 5 КПД ступеней, выбирая $Y_{\text{ТВД}}^* = 0,55$ и $Y_{\text{ТНД}}^* = 0,5$, получим следующие результаты: $\pi_{\text{в}} = 1,68$; $\eta_{\text{в}}^* = 0,875$; $\pi_{\text{кнд}} = 1,504$; $\eta_{\text{кнд}}^* = 0,853$; $\eta_{\text{тнд}}^* = 0,92$; $U_{\text{ТНД}} = 183 \text{ м/с}$; $z_{\text{ТНД}} = 5$; $\pi_{\text{квд}} = 15,30$; $\eta_{\text{квд}}^* = 0,848$; $\eta_{\text{твд}}^* = 0,907$; $U_{\text{ТВД}} = 371 \text{ м/с}$; $z_{\text{ТВД}} = 2$.

Для этих вычислений было принято по рекомендациям [9] $\Delta\eta_{\kappa \Pi}^* = 0$ (для вентилятора), $\Delta\eta_{\text{Т охл}}^* = 0,01$; $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$, $\eta_{\text{Т}}^* / \eta_{\text{СТ}}^* = 1,008$ (для турбины ВД) и $\Delta\eta_{\text{Т охл}}^* = 0$, $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$, $\eta_{\text{Т}}^* / \eta_{\text{СТ}}^* = 1,01$ (для турбины НД). Для турбины ВД величина $\Delta\eta_{\text{Т охл}}^*$ оценивалась с помощью рис. 2.5 по величине $\bar{G}_{\text{в охл рк}} = (1 - v_{\text{охл рк}}) + (1 - v_{\text{ут}}) = 0,025 + 0,005 = 0,03$. Величина $\Delta\eta_{\text{ТА}}^* = 0$ определена

путем оценки для расчетного режима величины пропускной способности турбины ВД:

$$A_T \cong \frac{G_{BI} \sqrt{R \cdot 10^3 \cdot T_T^*}}{P_{BI}^* \pi_{КС} \sigma_{КС} \cdot 10^3} = \frac{18,5 \cdot \sqrt{0,2872 \cdot 10^3 \cdot 1400}}{34,61 \cdot 23 \cdot 0,945 \cdot 10^3} = 0,0156 \text{ м}^2,$$

где величина $G_{BI} = \frac{P_{ДВ \text{ зад}}}{(1+m) P_{уд}}$, а значение $P_{уд} \cong 0,155 \text{ кН/кг}$

оценивалось по типовым зависимостям $P_{уд} = f(T_T^*, m, \pi_{КС})$.

Для оценки необходимости в охлаждении турбины НД была определена величина температуры на входе в эту турбину $T_{ТНД}^* \cong 1160 \text{ К}$. Это позволило принять турбину НД неохлаждаемой. Соотношения $\eta_T^* / \eta_{СТ}^*$ определялись по величинам $Z_{ТВД} = 2$, $Z_{ТНД} = 5$, $\eta_{СТ}^* = 0,91$ и $\pi_{ТВД} = 3,7$, $\pi_{ТНД} = 3,6$. В результате для турбины ВД было получено:

$$\eta_{ТВД}^* = \eta_{СТ}^* \frac{\eta_T^*}{\eta_{СТ}^*} - \Delta \eta_{Т \text{ охл}}^* - \Delta \eta_{Т \text{ А}}^* = 0,91 \cdot 1,008 - 0,01 - 0 = 0,907,$$

а для турбины НД:

$$\eta_{ТНД}^* = 0,91 \cdot 1,01 - 0 - 0 = 0,92.$$

Величину температуры газа на входе в турбину на расчетном (крейсерском) режиме оценим, исходя из заданных значений максимально допустимой температуры ($T_{Г \text{ вкл}}^* = 1560 \text{ К}$) и соотношения тяг $\bar{P}_{ДВ \text{ кр}} = P_{ДВ \text{ кр}} / P_{ДВ \text{ вкл}} = 20,4/99 = 0,206$ с помощью типовых расчетных закономерностей для ВСХ ТРДД в САУ (рис. 10). Так, например, при $\bar{P}_{ДВ \text{ кр}} = 0,206$ и $m = 6,1$ имеем $\bar{T}_Г = T_{Г \text{ вкл}}^* / T_{Г \text{ кр}}^* = 1,11$, тогда $T_{Г \text{ р}}^* = T_{Г \text{ кр}}^* = T_{Г \text{ вкл}}^* / \bar{T}_Г = 1560/1,11 = 1400 \text{ К}$.

На основе указанных выше исходных данных производится проектный термогазодинамический расчет ТРДД при $M_{П} = 0,8$, $H = 11 \text{ км}$, а значения параметров нагруженности турбин ($Y_{ТВД}^*$ и $Y_{ТНД}^*$) и величины окружных скоростей ($U_{ТВД}$, $U_{ТНД}$) используются впоследствии при расчете ВСХ и в качестве начальных приближений

при проектировании турбокомпрессора. Аналогичным образом по рис. 10 в качестве начального приближения определяются величины коэффициентов пересчета: $\bar{\pi}_в = \pi_{в\text{ вЗЛ}}/\pi_{в\text{ кр}} = 0,95$, а также $\bar{\pi}_{кнД} = 0,95$; $\bar{\pi}_{квД} = 0,95$; $\bar{m} = 1,01$; $\bar{G}_{в\text{ пр}} = 0,94$; $\bar{\eta}_{тнД} = 0,98$. С помощью этих коэффициентов пересчета оцениваются параметры двигателя на взлетном режиме:

$$\pi_{в\text{ вЗЛ}} = \pi_{в\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_в = 1,68 \cdot 0,95 = 1,6;$$

$$\pi_{кнД\text{ вЗЛ}} = \pi_{кнД\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_{кнД} = 1,504 \cdot 0,95 = 1,43;$$

$$\pi_{квД\text{ вЗЛ}} = \pi_{квД\text{ р}} \cdot \bar{\pi}_{квД} = 15,30 \cdot 0,95 = 14,54;$$

$$m_{вЗЛ} = m_{\text{р}} \cdot \bar{m} = 6,1 \cdot 1,01 = 6,16;$$

$$\eta_{тнД\text{ вЗЛ}}^* = (\eta_{т\text{ р}}^* + \Delta\eta_{т\text{ Ре}}^*) \bar{\eta}_{тнД} = 0,92 \cdot 0,98 = 0,902.$$

КПД вентилятора и компрессоров НД и ВД на взлетном режиме оцениваются в первом приближении по формуле $\eta_{к\text{ вЗЛ}}^* = \eta_{к\text{ р}} \bar{\eta}_к$, где коэффициент $\bar{\eta}_к$ для каждого каскада определяют в зависимости от величин $\bar{G}_{в\text{ пр}}$ и $\pi_{кр}$. При этом величина $\bar{G}_{в\text{ пр}}$ на входе в компрессор ВД вычисляется следующим образом:

$$\bar{G}_{в\text{ пр квД}} = \frac{\bar{G}_{в\text{ пр кнД}}}{\bar{\pi}_{кнД}} \sqrt{\left(\frac{1+e_{вЗЛ}}{1+e_{\text{р}}} \right)_{кнД}} \cdot \frac{1+m_{\text{р}}}{1+\bar{m} \cdot m_{\text{р}}} \equiv \frac{\bar{G}_{в\text{ пр кнД}}}{(\bar{\pi}_{кнД})^{0,857}} \cdot \frac{1+m_{\text{р}}}{1+\bar{m} \cdot m_{\text{р}}} \quad (7)$$

или по формуле
$$\bar{G}_{в\text{ пр квД}} = \left(\frac{G_{в\text{л}} \sqrt{T_{кнД}^*}}{P_{кнД}^*} \right)_i \cdot \left(\frac{P_{кнД}^*}{G_{в\text{л}} \sqrt{T_{кнД}^*}} \right)_\text{р},$$

$$\text{где } e = \frac{\pi_{к}^{0,286} - 1}{\eta_{к}^*}.$$

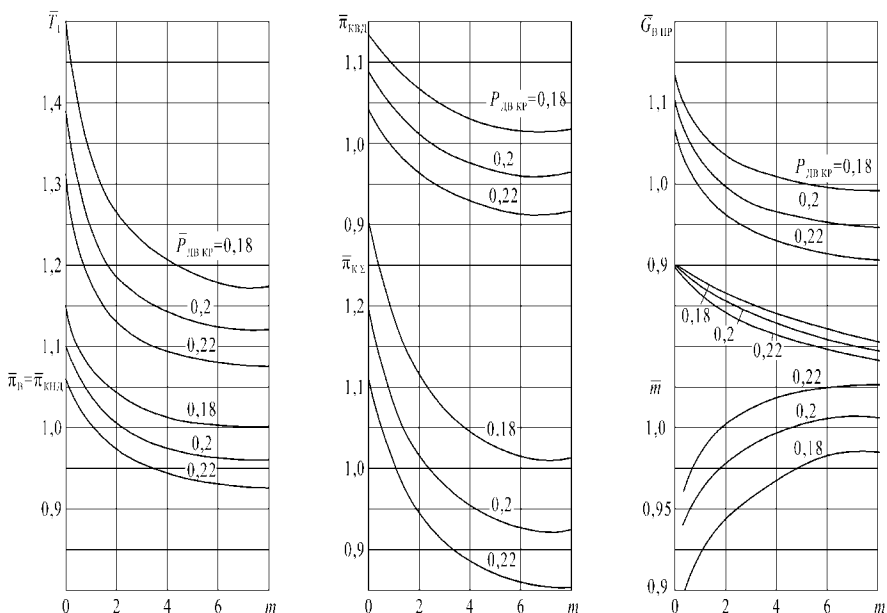


Рис. 10. Взаимосвязь между параметрами ТРДД на взлетном режиме и на расчетном режиме ($H = 11$ км, $M = 0,75 \dots 0,85$) при различных соотношениях тяг P

$$\bar{P}_{\text{дв кр}} = P_{\text{дв кр}} / P_{\text{дв взл } i} \left(\begin{array}{l} \bar{T}_\Gamma = T_{\Gamma \text{ взл}}^* / T_{\Gamma \text{ кр}}^*, \bar{\pi}_\kappa = \pi_{\kappa \text{ взл } i} / \pi_{\kappa \text{ кр}}; \\ \bar{m} = m_{\text{взл } i} / m_{\text{кр}}; \bar{G}_{\text{в пр}} = G_{\text{в пр взл } i} / G_{\text{в пр кр}} \end{array} \right)$$

В данном примере

$$\bar{G}_{\text{в пр квд}} = \frac{0,94}{0,95^{0,857}} \frac{1 + 6,1}{1 + 1,01 \cdot 6,1} = 0,974; \quad \pi_{\kappa \text{ вд пр}} = 15,3.$$

Откуда $\bar{\eta}_{\kappa \text{ вд}} \approx 1,002$ и $\eta_{\kappa \text{ вд}}^* = 0,848 \cdot 1,002 = 0,85$.

В табл. 1 в качестве примера приводятся результаты предварительной оценки исходных данных к термогазодинамическому расчету для 1 варианта параметров проектируемого ТРДД в условиях крейсерского полета и на взлетном режиме.

Таблица 1

Параметры	Величины параметров на заданных режимах	
	$H = 11 \text{ км}, M = 0,8, P_{\text{дв кр}} = 20,4 \text{ кН}$	$H = 0, M = 0, P_{\text{дв взл}} = 99 \text{ кН}$
$T^*_{\text{Г}}, \text{ К}$	1400	1560
m	6,1	6,16
$\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$	1,0	0,94
$\pi_{\text{к}\Sigma}$	23	20,8
$\pi_{\text{в}}$	1,68	1,6
$\eta^*_{\text{в}}$	0,875	0,884
$\pi_{\text{кнд}}$	1,504	1,43
$\eta^*_{\text{кнд}}$	0,853	0,862
$\pi_{\text{квд}}$	15,3	14,54
$\eta^*_{\text{квд}}$	0,848	0,85
$\eta^*_{\text{твд}}$	0,907	0,907
$\eta^*_{\text{тнд}}$	0,92	0,902

7 ПРОЕКТНЫЙ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД НА ЗАДАННЫХ РЕЖИМАХ

При составлении методики проектного расчета ТРДД кроме формул главы 2 [9] используются следующие уравнения мощностного баланса:

$$N_{\text{твд}} = N_{\text{квд}} / \eta_{\text{мвд}}; \quad N_{\text{тсд}} = N_{\text{тнд}} / \eta_{\text{мсд}}; \quad (8)$$

$$N_{\text{тнд}} = \frac{L^*_{\text{в}} G_{\text{в II}} + L^*_{\text{кнд}} G_{\text{в I}}}{\eta_{\text{мнд}}}. \quad (9)$$

Подставляя выражения (8) и (9) в уравнение для $L^*_{\text{т}i}$ каждого каскада, находят величины $\pi_{\text{твд}}$, $\pi_{\text{тсд}}$ и $\pi_{\text{тнд}}$, что позволяет определить величины $\pi_{\text{с I}}$ и $\pi_{\text{с II}}$, а по ним рассчитать скорости на срезе сопла внутреннего и наружного контуров.

В табл. 2 в качестве примера приводятся основные результаты проектного термогазодинамического расчета для выбранного варианта параметров ТРДД в условиях крейсерского полета и расчета данных этого двигателя на взлетном режиме. При расчете параметров взлетного режима двигателя в качестве начального приближения приняты параметры рабочего процесса, определенные с помощью типовых зависимостей рис. 10 (см. табл. 1). В отличие от проектного расчета, который производился в условиях крейсерского полета при $G_{в\Sigma} = 1$ кг/с, взлетный режим рассчитывается при фактическом расходе воздуха, который соответствует расчетным проектным размерам двигателя: $D_{вх}$, A_T , F_c и др. (см. разд. 8.2.). Величины параметров взлетного режима, полученные в начальном приближении, уточняют по обычной методике расчета высотно-скоростных характеристик ТРДД [10, 11]. При этом, используя обобщенные характеристики для компрессора и турбины НД и полагая для турбин ВД и СД $A_T = \text{const}$, $\eta^*_{Т} = \text{const}$, с помощью программы расчета характеристик ГТД на ЭВМ устраняют невязки (отклонения от исходных проектных значений) по пропускным способностям турбин ($\delta A_{ТВД}$, $\delta A_{ТНД}$) и по площадям выходных сечений сопел наружного и внутреннего контуров ($\delta F_{сн}$, $\delta F_{св}$) при сохранении неизменной заданной величины тяги $P_{дв\text{ взл.}}$.

Таблица 2

Параметры	Результат		
	$H = 11\text{ км}, M = 0,8$	$H = 0, M = 0$	
	проектный расчет	начальное приближение	окончательный расчет
1	2	3	4
Входное устройство			
V_{II} , м/с	236,1	0	0
T_H , К	216,7	288,16	288,16
P_H , кПа	22,7	101,33	(1,033 кгс/см ²)
T_H^* , К	244,6	288,16	288,16
$P_{вх}^*$, кПа	34,61	101,33	101,33

Продолжение табл.2

1	2	3	4
p_H^* , кПа	34,61	101,33	101,33
$G_{B\Sigma}$, кг/с	1,0	318,2	320,2
$G_{B\text{ пр}}$	1,0	0,94	0,946
Компрессор наружного контура			
$\bar{n}_{B\text{ пр}}$	1,0	—	0,952
m	6,1	6,16	6,162
$G_{B\Pi} = G_{B\Sigma} \frac{m}{1+m}$, кг/с	0,8592	273,7	275,5
$\pi_{B\Pi}$	1,68	1,6	1,615
η_B^*	0,875	0,884	0,88
$p_{K\Pi}^*$, кПа	58,14	162,1	163,6
L_B^* , кДж/кг	44,67	47,15	48,37
$T_{K\Pi}^*$, К	289,1	335,1	336,3
$N_{K\Pi}$, кВт	38,38	12905	13327
Компрессор низкого давления			
$G_{B\text{ I}} = G_{B\Sigma} \frac{1}{1+m}$, кг/с	0,1408	44,44	44,71
$\pi_{K\text{ нд}}$	1,504	1,43	1,446
$\eta_{K\text{ нд}}^*$	0,853	0,862	0,857
$p_{K\text{ нд}}^*$, кПа	52,05	144,8	146,5
$L_{K\text{ нд}}^*$, кДж/кг	35,43	36,22	37,61
$T_{K\text{ нд}}^*$, К	279,9	324,2	325,6
$N_{K\text{ нд}}$, кВт	4,988	1609	1681
Компрессор высокого давления			
$\bar{G}_{B\text{ пр квд}}$	1,0	0,974	0,97

Продолжение табл. 2

1	2	3	4
$\pi_{\text{КВД}}$	15,3	14,54	14,52
$\eta_{\text{КВД}}^*$	0,848	0,85	0,857
$p_{\text{К}}^*$, кПа	796,5	2107	2127
$L_{\text{КВД}}^*$, кДж/кг	390,1	437,7	435,7
$T_{\text{К}}^*$, К	659,7	745,3	744,8
$N_{\text{КВД}}$, кВт	54,93	19449	19478
Камера сгорания			
$\eta_{\text{Г}}$	0,99	0,99	0,99
$\sigma_{\text{КС}}$	0,945	0,945	0,945
q_m	0,0214	0,0244	0,0243
$G_{m\text{ч}}$, кг/ч	10,11	3626	3639
$p_{\text{Г}}^*$, кПа	753	1992	2011
$T_{\text{Г}}^*$, К	1400	1560	1558
Турбина высокого давления			
$N_{\text{ТВД}}$, кВт	55,26	19562	19593
$G_{\text{ТВД}}$, кг/с	0,1338	42,33	42,58
$L_{\text{ТВД}}^*$, кДж/кг	412,7	461,33	459,7
$\pi_{\text{ТВД}}$	3,721	3,725	3,709
$\eta_{\text{ТВД}}^*$	0,907	0,907	0,907
$p_{\text{ТВД}}^*$, кПа	202,4	534,6	542,2
$T_{\text{ТВД}}^*$, К	1044	1170,4	1170
$A_{\text{ТВД}}$, м ²	$1,129 \times 10^{-4}$	$142,3 \times 10^{-4}$	$141,7 \times 10^{-4}$
$\bar{n}_{\text{ТВД}} = \sqrt{T_{\text{Г}}^*/T_{\text{ГР}}^*}$	1,0	-	1,05

Окончание табл. 2

1	2	3	4
Турбина низкого давления			
$N_{\text{ТВД}}$	43,4	15525	15019
$G_{\text{ТВД}}, \text{кг/с}$	0,1408	44,55	44,82
$L_{\text{ТВД}}^*, \text{кДж/кг}$	308	325,8	334,8
$\pi_{\text{ТВД}}$	3,688	3,462	3,523
$\eta_{\text{ТВД}}^*$	0,92	0,902	0,917
$p_{\text{Т}}^*, \text{кПа}$	54,87	154,4	153,9
$T_{\text{Т}}^*, \text{К}$	776,1	894,1	885,7
$A_{\text{ТВД}}, \text{м}^2$	$3,818 \times 10^{-4}$	$483,3 \times 10^{-4}$	$479,2 \times 10^{-4}$
$\overline{p}_{\text{ТВД}} = \sqrt{T_{\text{Г}}^* / T_{\text{ГР}}^*}$	1,0	-	1,03
Сопло внутреннего контура			
$G_{\text{ТС}}, \text{кг/с}$	0,1436	45,45	45,72
$\pi_{\text{сI}}$	2,417	1,524	1,519
$\Phi_{\text{сI}}$	0,99	0,99	0,99
$C_{\text{сI}}$	500,5	—	—
---	—	448,9	445,2
$\mu F_{\text{сI}}, \text{м}^2$	$18,53 \times 10^{-4}$	—	—
---	—	0,2316	0,2326
$p_{\text{с}} - p_{\text{н}}, \text{кПа}$	6,28	0	0
Сопло наружного контура			
$\pi_{\text{сII}}$	2,511	1,568	1,583
$\Phi_{\text{сII}}$	0,995	0,995	0,995
$C_{\text{сII}}$	309,7	—	—
---	—	283,2	286,1
$\mu F_{\text{сII}}, \text{м}^2$	$65,41 \times 10^{-4}$	—	—
---	—	0,8238	0,8209
$p_{\text{с}} - p_{\text{н}}, \text{кПа}$	7,31	—	—

8 РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ ДВИГАТЕЛЯ

8.1 Определение тяги и удельного расхода топлива ТРДД на расчетном режиме ($H=11$ км, $M=0,8$)

Эти параметры ТРДД определяются по результатам проектного термогазодинамического расчета рабочего процесса двигателя при $G_{в\Sigma} = 1$ кг/с (табл. 3.2).

Удельная тяга на расчетном режиме в случае полного расширения газа в реактивных соплах определяется по формуле

$$P_{уд} = \left(G'_{ГсI} C_{сI} + G'_{вП} C_{сП} - G'_{в\Sigma} V_{П} \right) \cdot 10^{-3}, \text{ кНс/кг}. \quad (10)$$

В случае неполного расширения газа в суживающемся реактивном сопле ($p_c > p_n$) удельная тяга ТРДД вычисляется следующим образом:

$$P_{уд} = P_{удI} - P_{удП}, \quad (11)$$

где
$$P_{удI} = \left(G'_{ГсI} C_{сI} - G'_{вI} V_{П} \right) \cdot 10^{-3} + F'_{сI} (p_{сI} - p_n),$$

$$P_{удП} = G'_{вП} \left(C_{сП} - V_{П} \right) \cdot 10^{-3} + F'_{сП} (p_{сП} - p_n).$$

В формулах (10) и (11) индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{в\Sigma} = 1$ кг/с. Для рассматриваемого примера в полетных условиях реализуется неполное расширение газа в суживающихся соплах внутреннего и наружного контуров ($\pi_{ср} > \pi_{скр}$).

В этом случае по формулам (11) получаем:

$$P_{удI} = (0,1436 \cdot 500,5 - 0,1408 \cdot 236,1) \cdot 10^{-3} + 18,53 \cdot 10^{-4} \cdot 6,82 = 0,0514 \text{ кНс/кг};$$

$$P_{удП} = (0,8592 \cdot 309,7 - 0,8592 \cdot 236,1) \cdot 10^{-3} + 65,41 \cdot 10^{-4} \cdot 7,31 = 0,1111 \text{ кНс/кг};$$

$$P_{уд} = 0,0514 + 0,1111 = 0,1625 \text{ кНс/кг}.$$

Удельный расход топлива на расчетном режиме

$$C_{уд} = \frac{G'_m}{P_{уд}} = \frac{10,11}{0,1625} = 62,21 \text{ кг/ч·кН} \quad (0,61 \text{ кг/ч·кГс}),$$

где для расчета G'_m было принято

$$\begin{aligned} v_{охл \Sigma} &= 1 - \left[(1 - v_{охл \text{ са вД}}) + (1 - v_{охл \text{ рк вД}}) + (1 - v_{утвД}) + (1 - v_{охл \text{ са нД}}) \right] = \\ &= 1 - \left[(1 - 0,98) + (1 - 0,975) + (1 - 0,995) + (1 - 0,98) \right] = 0,93. \end{aligned}$$

8.2 Расчет параметров, характеризующих абсолютные размеры двигателя

Необходимый расход воздуха через двигатель на расчетном режиме

$$G_{в \Sigma p} = \frac{P_{дв}}{P_{уд}} = \frac{20,4}{0,1625} = 125,5 \text{ кг/с}, \quad (12)$$

где расчетную величину $P_{дв}$ берут из задания на проектирование двигателя. Основываясь на найденной величине $G_{в \Sigma p}$ и на данных табл. 3.2, определяют расчетные величины проходных сечений и расходов в основных элементах проектируемого ТРДД:

$$F_{вх} = \frac{G_{в \Sigma p} \sqrt{T_B^*}}{40,4 p_B^* q(\lambda_B)} = \frac{125,5 \sqrt{244,6}}{40,4 \cdot 34,61 \cdot 0,875} = 1,604 \text{ м}^2, \quad (13)$$

где величина $q(\lambda_B) = 0,875$;

$$\left. \begin{aligned}
A_{\text{ТВД}} &= A'_{\text{ТВД}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 1,129 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 141,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\
A_{\text{ТНД}} &= A'_{\text{ТНД}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 3,818 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 479,2 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2; \\
\mu F_{\text{CI}} &= \mu F'_{\text{CI}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 18,53 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,2326 \text{ м}^2; \\
\mu F_{\text{CII}} &= \mu F_{\text{CII}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 65,41 \cdot 10^{-4} \cdot 125,5 = 0,8209 \text{ м}^2; \\
G_{\text{ВII}} &= G'_{\text{ВII}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 0,8592 \cdot 125,5 = 107,8 \text{ кг/с}; \\
G_{\text{BI}} &= G'_{\text{BI}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с}; \\
G_{\text{ТВД}} &= G'_{\text{ТВД}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 0,1338 \cdot 125,5 = 16,79 \text{ кг/с}; \\
G_{\text{ТНД}} &= G'_{\text{ТНД}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 0,1408 \cdot 125,5 = 17,67 \text{ кг/с}; \\
G_{\text{TC}} &= G'_{\text{TC}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 0,1436 \cdot 125,5 = 18,02 \text{ кг/с}; \\
G_{\text{mч}} &= G'_{\text{mч}} \cdot G_{\text{В}\Sigma\text{P}} = 10,11 \cdot 125,5 = 1269 \text{ кг/ч}.
\end{aligned} \right\} \text{продолж. (13)}$$

Здесь индексом «штрих» обозначены величины, рассчитанные при $G_{\text{В}\Sigma} = 1 \text{ кг/с}$ (см. табл. 2).

Габаритный диаметр двигателя

$$D_{\text{ДВ}} = \bar{D} D_{1\text{К}} = \bar{D} \left[\frac{4F_{\text{ВХ}}}{\pi(1 - \bar{d}_{1\text{К}}^2)} \right]^{0,5}, \quad (14)$$

где

$$\bar{D} = D_{\text{ДВ}} / D_{1\text{К}} \cong 1,03 \dots 1,15, \quad \bar{d}_{1\text{К}} = 0,3 \dots 0,5.$$

В рассматриваемом примере получаем

$$D_{\text{ДВ}} = 1,05 \left[\frac{4 \cdot 1,604}{3,14(1 - 0,32^2)} \right]^{0,5} = 1,584 \text{ м}.$$

В дальнейшем, при расчете основных параметров турбокомпрессора, величину $D_{\text{дв}}$ уточняют.

8.3 Определение тяги и удельного расхода топлива двигателя на других заданных режимах

Тяга ТРДД на взлетном режиме (при $V = 0$, $H = 0$, САУ) в случае полного расширения газа в реактивных соплах вычисляется следующим образом (см. табл. 2):

$$\begin{aligned} P_{\text{дв взл}} &= (G_{\text{ГСИ}} c_{\text{CI}} + G_{\text{в}} c_{\text{CI}}) \cdot 10^{-3} = (45,72 \cdot 445,2 + 275,5 \cdot 286,1) \cdot 10^{-3} = \\ &= 99 \text{ кН (10092 кгс)} \end{aligned} \quad (15)$$

Величину $P_{\text{дв взл}}$ рассчитывают по уравнению (15) при выбранном в начальном приближении значении $T_{\text{Г взл}}^* = 1560 \text{ К}$, расход воздуха $G_{\text{в}\Sigma}$ по формуле

$$G_{\text{в}\Sigma \text{ взл}} = G_{\text{в}\Sigma \text{р}} \frac{101,33}{p_{\text{н}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{н}}^*}{288,16}} \bar{G}_{\text{в пр кнд}}, \quad (16)$$

где величина $G_{\text{в}\Sigma \text{р}}$ определяется по (12), а величина $\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$ берется первоначально по рис. 10 (табл.1). При несовпадении расчетного и заданного значений тяги подбирают на дроссельной характеристике уточненные значения температуры $T_{\text{Г взл}}^*$, $\bar{G}_{\text{в пр кнд}}$ и других параметров рабочего процесса ТРДД с помощью подсистемы САПР.

При неполном расширении газа в суживающемся реактивном сопле для расчета тяги взлетного режима пользуются формулой, аналогичной (3.5).

Удельный расход топлива на взлетном режиме

$$C_{\text{уд взл}} = \frac{G_{\text{тч}}}{P_{\text{дв взл}}} = \frac{3639}{99} = 36,8 \text{ кг/кНч (0,361 кг/кгсч)}. \quad (17)$$

8.4 Расчет проектной величины массы двигателя

В случае ТРДД со смешением и без смешения потоков массу двигателя в общем случае можно рассчитать следующим образом [12]:

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{I}} + M_{\text{II}} + M_{\text{КСМ}}) k_{\text{с}} k_{\text{рес}}. \quad (18)$$

Здесь $M_{\text{I}} = B (G_{\text{в I пр. вен}}) m_1 \left[\left(\frac{\pi_{\text{КС}}}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right] m_2 k_{T_{\text{Г}}}^*$ – масса

газогенератора внутреннего контура двигателя (без вентилятора и турбины вентилятора);

$$G_{\text{в I пр. вен}} = G_{\text{в I}} \frac{1}{\pi_{\text{в}}} \sqrt{1 + (\pi_{\text{в}}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{в}}}} \quad \text{– расход воздуха на взлетном}$$

режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором.

$M_{\text{II}} = 0,865 G_{\text{в\Sigma вЗЛ}}^{0,903} m^{0,104} \pi_{\text{в}}^{1,193}$ – масса турбовентиляторного и обечайки наружного контура.

$M_{\text{КСМ}} = 2,316 G_{\text{в\Sigma вЗЛ}}^{0,753}$ – масса камеры смешения у ТРДДсм;

$k_{\text{с}}$ – коэффициент совершенствования массы ГТД по годам (рис. 11);

$k_{\text{рес}}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса;

$$k_{\text{рес}} \left\{ \begin{array}{l} 1,0 \dots 1,07 \text{ – для ГТД ДПС в зависимости от величины ресурса } \tau; \\ 1,0 \text{ – для ГТД дальних военных и транспортных самолетов и вертолетов;} \\ 0,9 \text{ – для ГТД истребителей [13];} \end{array} \right.$$

$k_{T_{\Gamma}}$ – коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины:

$$k_{T_{\Gamma}} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\Gamma \max}^* - 1200). \quad (19)$$

Значения коэффициентов B , m_1 , m_2 в формуле (18) берутся из табл.3.

Таблица 3

Тип ГТД	$0,5 < G_{\text{в1 пр вен}} < 5 \text{ кг/с}$			$5 < G_{\text{в1 пр вен}} < 50 \text{ кг/с}$			$G_{\text{в1 пр вен}} > 50 \text{ кг/с}$		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
ТРД	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5
ТРДД									

Из расчета взлетного режима для проектируемого ТРДД известны следующие величины параметров в САУ, необходимые для расчета его массы (см. табл. 1 и 2):

$$\pi_{K\Sigma \text{ в3л}} = 20,99; \pi_{\text{в в3л}} = 1,615; m_{\text{в3л}} = 6,162;$$

$$T_{\Gamma \max}^* \approx T_{\Gamma \text{ в3л}}^* = 1558 \text{ К};$$

$$G_{\Sigma \text{ в3л}} = 320,2 \text{ кг/с};$$

$$G_{\text{в1}} = \frac{G_{\Sigma \text{ в3л}}}{1 + m_{\text{в3л}}} = \frac{320,2}{1 + 6,162} = 44,71 \text{ кг/с}.$$

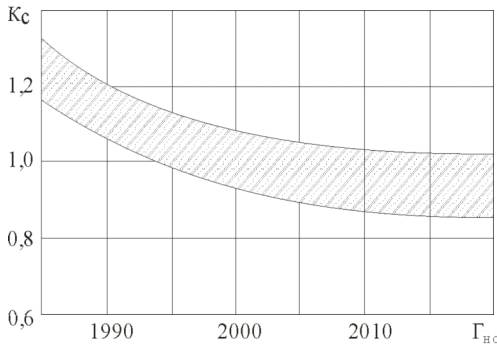


Рис. 11. Статическая зависимость коэффициента совершенствования массы ГТД от года начала серийного производства

Если расчет взлетного режима выполнялся не в САУ, то величину $G_{\text{вI}}$ следует привести к САУ.

В соответствии с табл. 3 определяются коэффициенты к формуле массы ТРДД (18): $B = 15,2$; $m_1 = 1,0$; $m_2 = 0,5$.

Тогда масса газогенератора внутреннего контура ТРДД

$$G_{\text{вI пр.вен}} = 44,71 \cdot \frac{1}{1,615} \sqrt{1 + \left(1,615^{0,286} - 1\right) \frac{1}{0,88}} = 29,9 \text{ кг/с},$$

$$M_1 = 15,2 \cdot 29,9 \cdot \left[\left(\frac{20,99}{1,615} \right)^{0,286} - 1 \right]^{0,5} 1,072 = 507 \text{ кг},$$

где, согласно формуле (19), величина $k_{T_r} = [1 + 2 \cdot 10^{-4}(1558 - 1200)] = 1,072$.

Масса турбовентиляторного контура

$$M_{\text{II}} = 2,865 \cdot 320,2^{0,903} \cdot 6,162^{0,104} \cdot 1,615^{1,193} = 1122 \text{ кг}.$$

Масса проектируемого ТРДД в целом

$$M_{\text{дв}} = (507 + 1122) \cdot 0,955 \cdot 1,07 = 1664 \text{ кг},$$

где величина $k_c = 1,05$ определена по рис. 3.5 в зависимости от года начала серийного выпуска спроектированного ТРДД (в примере $\Gamma_{\text{нс}} = 2010$ г.), а величина $k_{\text{рес}} = 1,07$ принята по рекомендациям к формуле (18).

Удельная масса двигателя вычисляется по формуле

$$\gamma_{\text{дв}} = M_{\text{дв}} / P_{\text{дв взл}}. \quad (20)$$

Для проектируемого ТРДД имеем

$$\gamma_{\text{дв}} = 1664 / 99 = 16,8 \text{ кг/кН}.$$

9 ТЕХНОЛОГИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ВИРТУАЛЬНОГО ПРОТОТИПА ГТД В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ САЕ- СИСТЕМЫ АСТРА

9.1 Виртуальный прототип ГТД для решения задачи оптимизации параметров его рабочего процесса

Виртуальный прототип ГТД формируется в САЕ-системе АСТРА. САЕ-система АСТРА представляет собой интегрированную среду для решения задач термогазодинамического проектирования газотурбинных двигателей и энергетических установок различных типов и схем, основной целью которой является повышение эффективности, сокращение времени создания двигателя и уменьшение стоимости его жизненного цикла.

Формирование виртуального прототипа исследуемого двигателя и модели решаемой задачи проектирования в автоматизированной системе АСТРА осуществляется путем создания системы взаимосвязанных моделей основных узлов двигателя, расчета вспомогательных функций, например, параметров внешней среды, основных данных двигателя, свойств рабочего тела и т.д. Каждый из элементов содержит перечень параметров, а также ссылку на функцию, которая реализует алгоритм расчета значений выходных параметров в зависимости от значений входных параметров. Связи между элементами позволяют использовать значения параметров рассчитанных в одном из элементов в качестве входных данных для расчета другого элемента.

В свою очередь, создание элементов и добавление их в модель осуществляется с помощью библиотеки функциональных модулей. Модули являются прототипами для однотипных элементов, и именно в них заложена информация о перечне параметров элемента, а также в виде функции реализуется алгоритм расчета.

Для построения виртуального прототипа ГТД автоматизированная система АСТРА содержит модули, моделирующие:

- внешние условия;
- входное устройство;
- компрессор;
- вентилятор;

- камеру сгорания;
- форсажную камеру;
- газовую турбину;
- дозвуковое выходное устройство;
- сверхзвуковое сопло;
- переходный канал;
- камеру смещения;
- отбор рабочего тела из проточной части;
- подвод рабочего тела в проточную часть;
- винт турбовинтового двигателя;
- сумматор мощности;
- теплообменник;
- паровую турбину;
- парогенератор;
- водяной насос;
- водяной конденсатор;
- свойства рабочего тела в расчетном сечении проточной части;
- основные данные двигателя.

Для каждого из основных узлов ГТД модули могут иметь варианты в зависимости от специфики различных задач термогазодинамического проектирования, например, вариант для использования в моделях проектного расчета и вариант для использования в моделях выполненного двигателя. Кроме того, модули могут иметь варианты в зависимости от типа одного и того же узла, например, варианты для неохлаждаемой и охлаждаемой турбины. Имеются модули, которые позволяют моделировать вспомогательные элементы, рассчитывать параметры двигателя в целом. В итоге, в системе АСТРА можно формировать виртуальные прототипы любых реальных или перспективных ГТД.

Реализации алгоритмов расчета основных узлов, заложенные в соответствующих модулях, широко используют вспомогательные процедуры для расчета газодинамических и термодинамических функций, элементарных термодинамических процессов, параметров

газового потока в проточной части с использованием математических моделей рабочего тела и топлива.

Математическая модель рабочего тела описывает зависимость теплофизических свойств от температуры и состава газа. При этом состав газа характеризуется массовым соотношением основных компонентов: азота, кислорода, углекислого газа, водяного пара и аргона, аналогично, состав топлива задается относительным массовым содержанием атомов углерода, водорода и кислорода в его химическом составе.

Модель двигателя, составленная из элементов, позволяет выполнять только прямой последовательный расчет, поскольку с математической точки зрения представляет собой набор формул. Для настройки модели двигателя на решение конкретных задач проектирования используются специальные модули — модули операций.

Модуль «Согласование» предназначен для организации решения системы нелинейных уравнений в случае, когда не все входные параметры элементов изначально известны или заданы, а на выходные параметры, соответственно, наложены ограничения в виде равенства конкретным числовым значениям или значениям других параметров. Решение системы уравнений осуществляется с помощью модифицированного метода Ньютона. Необходимо подчеркнуть, что преимущество системы АСТРА заключается в том, что пользователю при формировании модели ГТД не нужно в явном виде описывать систему навязок и указывать варьируемые переменные. Достаточно указать способ определения параметров элементов (рассчитывается, задается пользователем, связан с другим параметром). В случае, если указывается, что входной параметр определяется путем расчета, то он автоматически становится варьируемым параметром. Если выходному параметру задано конкретное числовое значение или он связан с другим параметром, то автоматически формируется невязка.

Модуль «Табуляция» реализует исследование модели объекта путем выполнения серии расчетов при различных значениях исходных данных. В этом случае для выбранных параметров указывается, что они являются табулируемыми и для них задается таблица значений.

Модуль «Оптимизация» позволяет находить оптимальное сочетание проектных переменных (оптимизируемых параметров) из

условия минимума или максимума параметра, выбранного в качестве целевой функции.

При формировании модели задачи оптимизации параметров ГТД необходимо, чтобы виртуальный прототип ГТД описывал функциональную связь между параметрами рабочего процесса и заданной целевой функцией. Для этого служат дополнительные модули, которые рассчитывают:

- критерии эффективности двигателя;
- массовые, геометрические и аэродинамические характеристики летательного аппарата;
- динамику движения летательного аппарата;
- критерии эффективности летательного аппарата.

Поиск решения осуществляется методом Нелдера-Мида (деформируемого многогранника). Предусмотрена возможность ограничения любых числовых параметров модели для выполнения условной оптимизации. Кроме того, для каждой из проектных переменных может быть задано несколько начальных приближений, на основе которых модуль «оптимизация» автоматически выбирает наилучшую совокупность значений для формирования начального симплекса.

Совокупность взаимосвязанных элементов и модулей операций представляет собой модель задачи, решаемой с использованием виртуального прототипа исследуемого двигателя.

Модели различных задач могут комбинироваться и решаться совместно в рамках единой комплексной задачи термогазодинамического проектирования ГТД.

9.2 Формирование виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе АСТРА

Процесс формирования виртуального прототипа ГТД включает семь основных этапов.

1 Формулирование задачи, для решения которой будет использоваться виртуальный прототип двигателя.

В зависимости от постановки задачи формируется перечень исходных данных, а также перечень используемых в модели модулей элементов и операций.

2 Запуск программного комплекса.

В папке программного комплекса запускается файл `astra.jar`, после чего открывается начальное окно программного комплекса (рисунок 12). Исполнение программы осуществляется в виртуальной машине Java, поэтому необходимо наличие установленной на компьютере среды исполнения Java (JRE).

В операционной системе Windows запуск программного комплекса осуществляется так же, как и запуск обычного исполняемого файла. В операционной системе Linux запуск осуществляется из окна терминала командой «`java -jar astra.jar`».

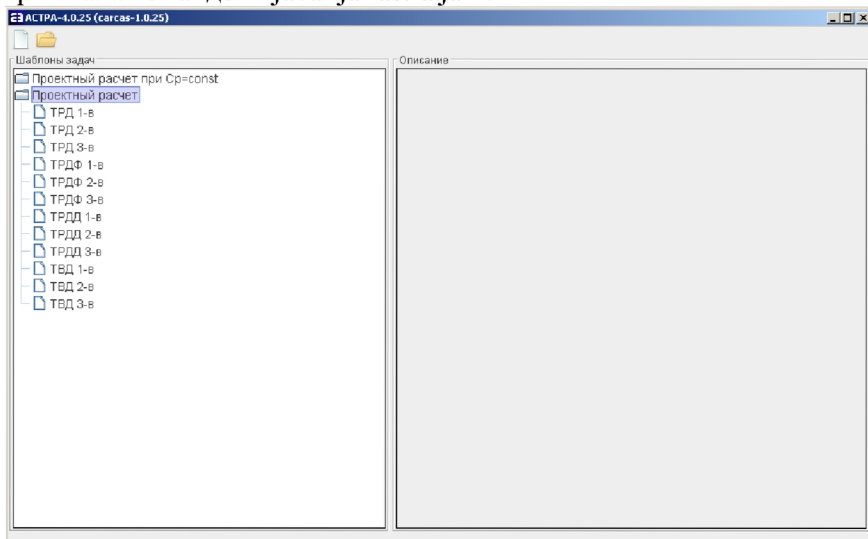


Рис. 12. Вид начального окна программного комплекса АСТРА

На левой панели отображается перечень доступных готовых моделей ГТД различных типов и схем сформированных для решения типовых задач.

На верхней панели находятся кнопки создания новой модели и загрузки ранее сформированной модели из файла.

3 Создание новой модели.

При нажатии кнопки «Создать новую модель» открывается окно редактирования модели (рисунок 13).

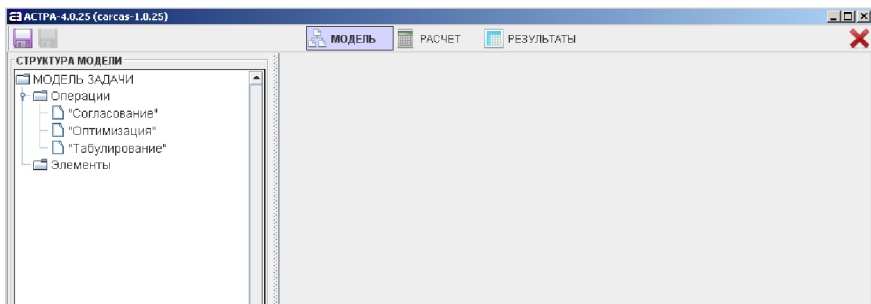


Рис. 13. Вид окна программы с новой моделью

На верхней панели находятся кнопки для сохранения информации о текущей модели в файл, а также кнопки, позволяющие переключать режимы программы: формирование модели, запуск расчета и просмотр результатов.

На левой панели отображается дерево структуры модели. При выборе того или иного пункта структуры на правой панели отображается окно его редактирования.

Например, при выборе пункта «Элементы» отображается панель добавления/удаления элементов в модель (рисунок 14).

Для удобства в системе АСТРА элементы разбиты на четыре основные группы (рисунок 14):

- элементы проектного расчета при постоянной теплоемкости (упрощенный проектный расчет);
- элементы проектного расчета (инженерный проектный расчет при переменной теплоемкости рабочего тела);
- элементы «завязки» выполненного двигателя (проектный расчет с образмериванием характеристик узлов, заданных в относительном виде, и расчетом площадей характерных сечений);
- элементы расчета характеристик.

4 Добавление элементов в модель.

В панели добавления элементов модели выбирается тип элемента, указывается его название и нажимается кнопка «+». Новый элемент отображается в дереве модели и в списке элементов, где можно изменить порядок расположения элементов, удалить выбранный элемент или загрузить отдельный элемент из файла.

Таким образом формируется элементный состав будущей модели двигателя (рисунк 15).

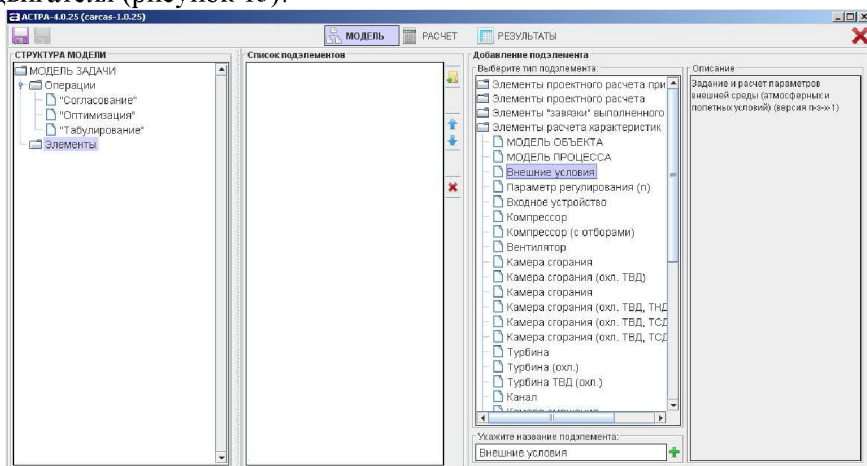


Рис.14. Перечень типов элементов

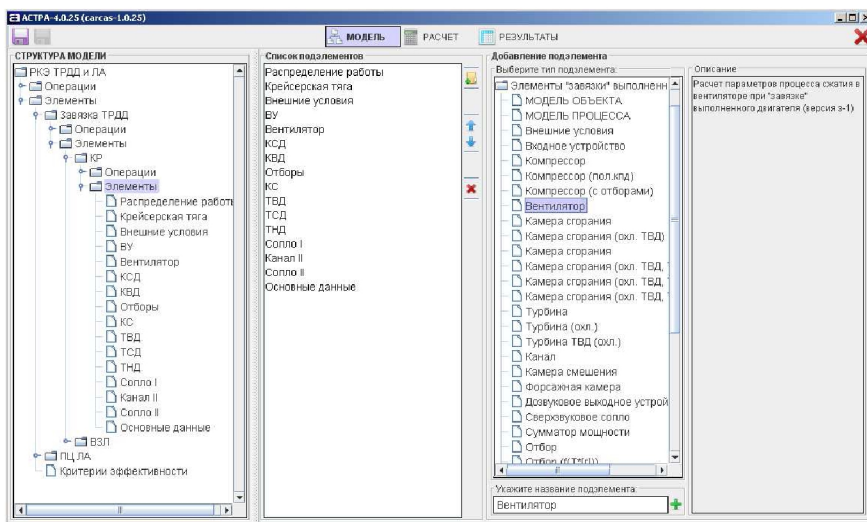


Рис.15 Формирование списка элементов модели

5 Формирование связей элементов.

При выборе элемента в дереве модели на правой панели отображается перечень всех его параметров. У каждого параметра можно отредактировать название, отметить будет ли он выводится в

таблице результатов, указать способ, каким образом будет определяться его значение, а также в случае, если значение параметра является исходным данным для решения задачи, указать это значение. Кроме того, при выборе параметра на нижней панели отображается его описание (рисунок 16).

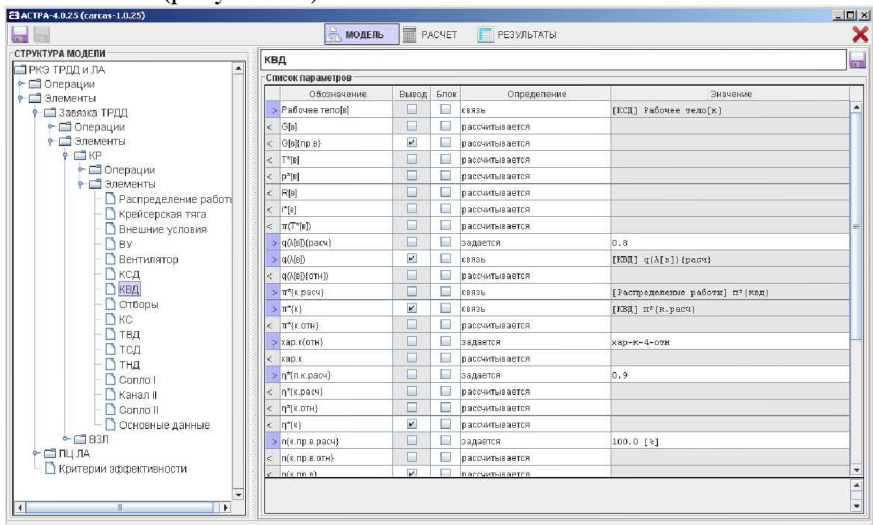


Рис.16. Окно редактирования свойств параметров элемента

Если параметр должен получать значение, рассчитанное в другом элементе, то необходимо двойным «щелчком» на ячейке в столбце «Определение» вызвать меню с возможными вариантами способа определения значения параметра, выбрать пункт «Связь», а в подпунктах указать название элемента и параметра, от которого будет приниматься значение (рисунок 17).

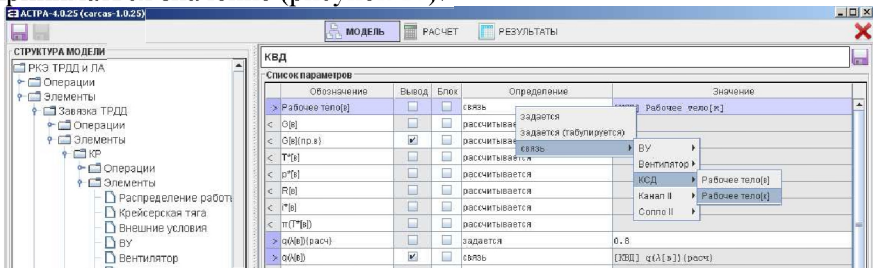


Рис.17. Формирование связи параметров

6 Определение задаваемых и рассчитываемых параметров.

Аналогично заданию связей параметров для всех параметров, значения которых являются исходными данными, в столбце «Определение» указывается пункт «задается» или «задается (табулируется)», после чего в столбце «Значение» указывается конкретное значение или таблица значений (рисунок 18).

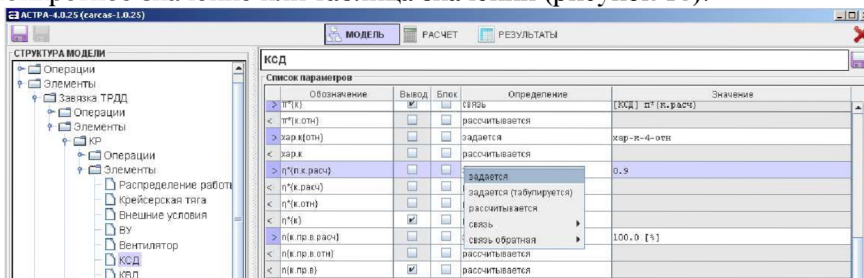


Рис.18. Задание исходных данных.

Затем, для всех параметров, значение которых неизвестно и определяется в результате расчета, даже, если параметр является входным для данного элемента, в столбце «Определение» указывается пункт «рассчитывается» (рисунок 19).

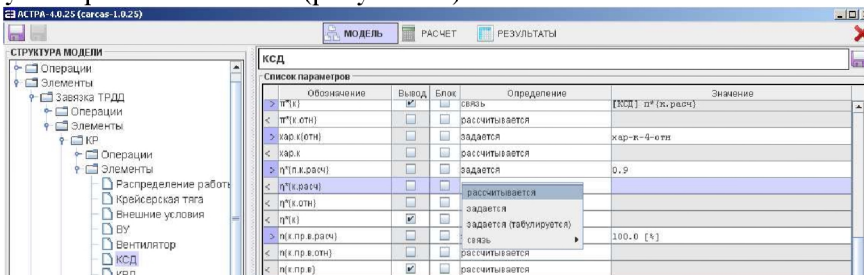


Рис.19. Выбор рассчитываемых параметров.

7 Сохранение сформированной модели в файл.

Информацию о сформированной модели можно сохранить в файл, а затем загрузить вновь при следующей работе с системой АСТРА. Для выполнения этой функции на верхней панели находятся кнопки «Сохранить» (для сохранения в текущий файл) и «Сохранить как» (для сохранения в новый файл). Название текущего файл отображается в правой части верхней панели. Рядом с ней расположена кнопка для закрытия модели (завершения работы с моделью) и возврату к начальному окну системы (рисунок 20).



Рис.20. Верхняя панель системы в режиме формирования модели

Сохраненная в файле модель двигателя может многократно использоваться либо в виде самостоятельной модели, либо в качестве элемента модели более высокого уровня, например, как элемент силовой установки летательного аппарата в задаче моделирования полетного цикла самолета.

9.3 Формирование модели оптимизации параметров рабочего процесса ГТД по критериям эффективности летательного аппарата с использованием САЕ-системы АСТРА

При решении задачи оптимизации параметров рабочего процесса ГТД необходимо выбрать целевую функцию, сформировать перечень проектных переменных и параметрических ограничений.

Настройка алгоритма численной оптимизации в САЕ-системе АСТРА выполняется с помощью панели интерфейса операции «Оптимизация», который отображается в правой части окна программы при выборе соответствующего пункта в дереве модели (рисунок 21).

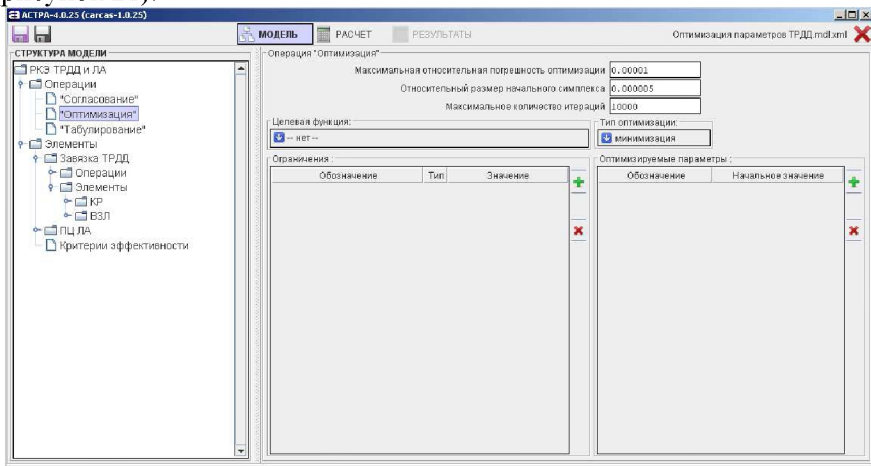


Рис.21. Панель интерфейса операции «Оптимизация»

1 Выбор целевой функции.

Выбор целевой функции осуществляется с помощью выпадающего списка в блоке «Целевая функция:» (рисунок 22). Данный список формируется из всех рассчитываемых параметров, соответственно, модель должна включать модуль расчета необходимых критериев двигателя или летательного аппарата.

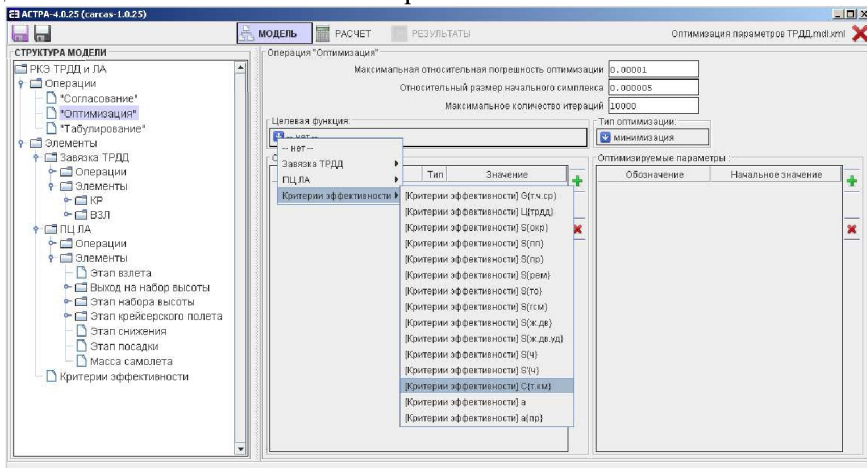


Рис.22. Выбор целевой функции

2 Выбор типа оптимизации.

Справа от целевой функции в блоке «Тип оптимизации:» с помощью соответствующего пункта выпадающего списка определяется способ поиска экстремума выбранной целевой функции: минимизация или максимизация (рисунок 23).

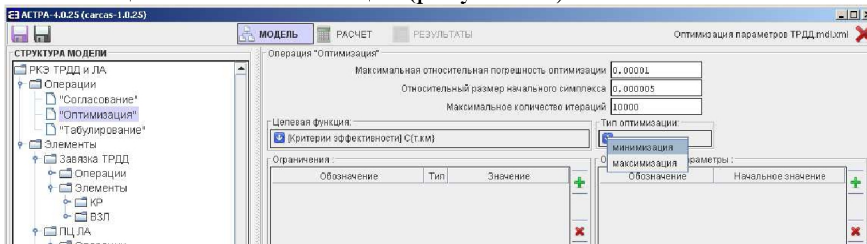


Рис.23. Выбор типа оптимизации

3 Задание списка оптимизируемых параметров и вариантов их начальных значений.

Список оптимизируемых переменных формируется в блоке «Оптимизируемые параметры:» В задаче оптимизации параметров турбовентилятора ТРДД с заданным газогенератором оптимизируемыми параметрами могут быть степень повышения давления в вентиляторе и степень двухконтурности на расчетном режиме.

При нажатии на значок «+» выводится контекстное меню с перечнем возможных оптимизируемых параметров (рисунок 24).

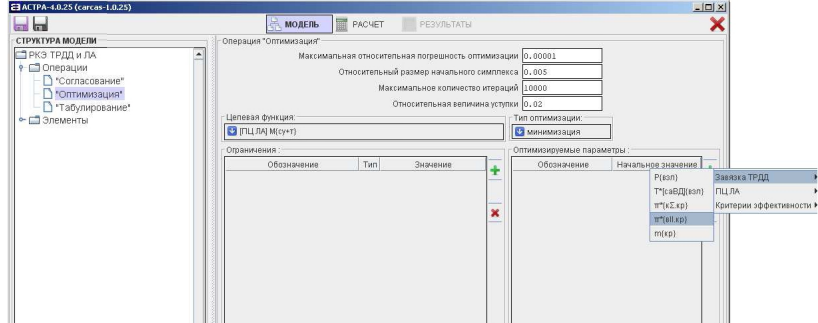


Рис.24. Выбор оптимизируемых параметров

При выборе требуемого параметра он добавляется в таблицу, в которой происходит дальнейшее редактирование возможных начальных значений данного параметра (рисунок 25). Из указанного списка в соответствии с алгоритмом оптимизации выбирается наилучшее начальное приближение.

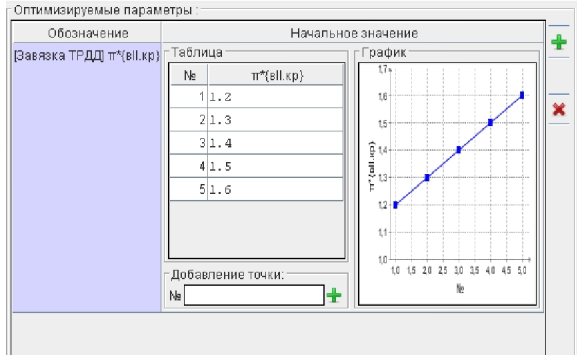


Рис.25. Редактирование возможных начальных значений оптимизируемого параметра

Аналогичным образом указываются другие варьируемые параметры, и задаются для них возможные начальные значения (рисунок 26).

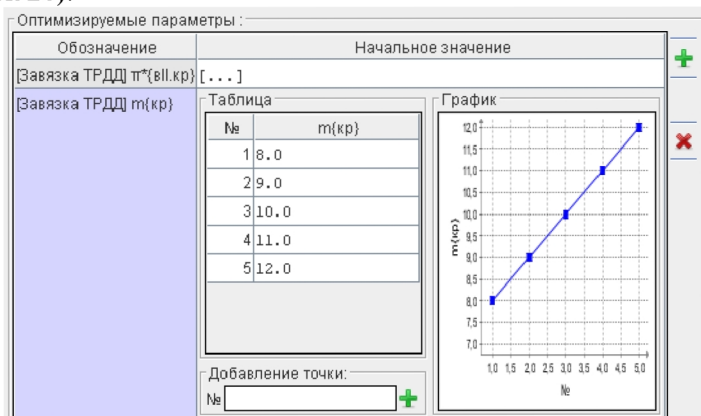


Рис.26. Формирование списка оптимизируемых параметров

Для исключения какого-либо параметра из списка оптимизируемых необходимо выбрать соответствующую строчку и нажать кнопку «х».

4 Задание списка и настройка ограничений.

В блоке «Ограничения:», соответственно, формируется система параметрических ограничений.

Добавление ограничений в список выполняется аналогично формированию списка оптимизируемых параметров, то есть из контекстного меню, отображающегося при нажатии кнопки «+» (рисунок 27).

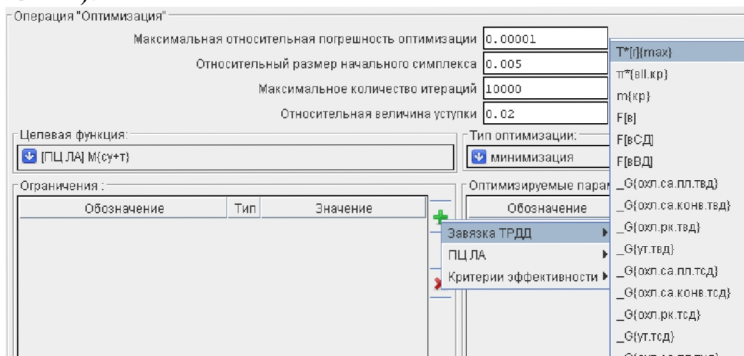


Рис.27. Выбор ограничиваемого параметра

Затем, для каждого ограничиваемого параметра указывается тип ограничения (рисунок 28) и вводится предельное значение (рисунок 29).

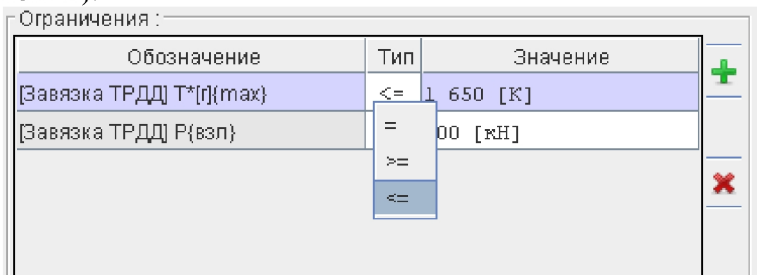


Рис.28. Выбор типа ограничения

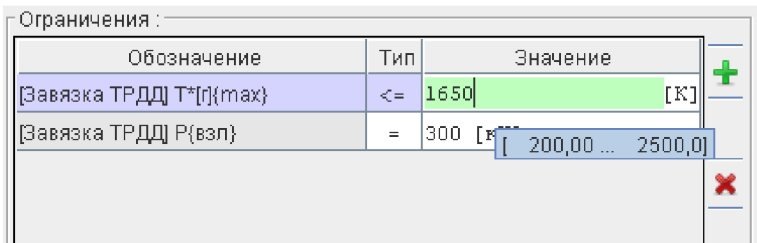


Рис.29. Ввод предельного значения ограничиваемого параметра

Для удаления ограничения из списка необходимо выбрать соответствующую строку в таблице и нажать кнопку «X».

5 Задание значений параметров настройки алгоритма

В верхнем блоке настройки операции оптимизации указываются значения максимальной относительной погрешности оптимизации (критерий остановки поиска оптимума), относительного размер начального симплекса, максимального количества итераций (деформаций симплекса) и относительной величины уступки для расчета границы области наивыгоднейших значений оптимизируемых параметров (только в случае оптимизации двух параметров) (рисунок 30).

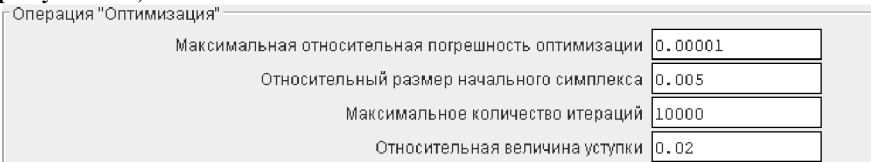


Рис.30. Параметры настройки алгоритма оптимизации методом Нелдера-Мида

После настройки алгоритма оптимизации модель задачи готова к расчету.

Расчет запускается кнопкой «РАСЧЕТ» на верхней панели интерфейса программы (рисунок 31).



Рис.31. Запуск расчета модели

После завершения вычислений выводится таблица результатов решения задачи.

9.4 Технология применения виртуального прототипа ГТД в задачах проектирования оптимального рабочего процесса с использованием CAE-системы АСТРА

Как уже было отмечено, одна и та же модель виртуального прототипа ГТД может быть использована при решении разных задач: проектного термогазодинамического расчета двигателя, расчета характеристик выполненного двигателя, оптимизации параметров рабочего процесса и т.д.

При изменении постановки задачи модель ГТД может быть легко перенастроена. Например, при перенастройке модели для «завязки» выполненного двигателя на расчет его характеристик система невязок остается прежней, меняется только перечень исходных данных, поэтому требуется лишь изменить способ определения значений соответствующих параметров.

В случае решения сложных комплексных задач одновременно используются модели проектируемого ГТД (для «завязки» двигателя в условиях крейсерского полета) и выполненного ГТД (для определения параметров во взлетных условиях и при моделировании полетного цикла). Данные модели должны быть согласованы. Это обеспечивается за счет автоматической передачи значений площадей характерных сечений проточной части и образмеренных характеристик узлов, которые определяются по модели проектируемого двигателя при выбранных значениях параметров рабочего процесса, в модель выполненного двигателя. Таким образом, для определения параметров выполненного двигателя требуется

указать только значения параметров, характеризующих режим его работы, атмосферные и полетные условия.

Для формирования корректной модели задачи оптимизации параметров ГТД оптимизируемые параметры должны являться входными параметрами для модели виртуального прототипа ГТД, а целевая функция должна однозначно ими определяться.

Структура модели ГТД определяется типом и схемой исследуемого двигателя, а модель задачи оптимизации формируется в соответствии с теорией, изложенной ранее.

10 ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВАРИАНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТРДД В СИСТЕМЕ ДПС. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Расчет показателей эффективности сравниваемых вариантов ТРДД производится на основе полученных для них величин основных проектных данных по методикам и рекомендациям, изложенным в ранее. При этом основными исходными данными для расчета технико-экономических критериев, характеризующих эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА, являются:

$$n_{\text{дв}} = 2; M_{\text{дв}} = 1664 \text{ кг}; \gamma_{\text{дв}} = 16,8 \text{ кг/кН}; \tau_{\text{наз}} = 40000 \text{ ч};$$

$$P_{\text{дв кр}} = 20,4 \text{ кН};$$

$$C_{\text{уд кр}} = 62,21 \text{ кг/кН}\cdot\text{ч (при } M_{\text{П}} = 0,8; H_{\text{П}} = 11 \text{ км)};$$

$$L_{\text{П}} = 3500 \text{ км}.$$

10.1 Расчет суммарной массы силовой установки и топлива

Масса силовой установки

$$M_{\text{су}} = M_{\text{дв}} k_{\text{су}} n_{\text{дв}} = 1664 \cdot 1,5 \cdot 2 = 4992 \text{ кг},$$

где величина $k_{\text{су}} = 1,5$ выбирается по рекомендациям.

Необходимое количество топлива на ЛА

$$\begin{aligned} M_{\text{т ла}} &= n_{\text{дв}} \bar{G}_{\text{топ}} c_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{т}}} + t_{\text{нз}} \right) = \\ &= 2 \cdot 1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \left(\frac{3500}{790} + 1 \right) = 14610 \text{ кг}, \end{aligned}$$

где по рекомендациям $t_{\text{нз}} = 1$ ч, а величины $\bar{V}_{\text{т}} = 0,93$ и $\bar{G}_{\text{топ}} = 1,06$ определяются в зависимости от $L_{\text{п}}$ по рис. 1.5. При этом

$$V_{\text{т}} = \bar{V}_{\text{т}} 3,6 \alpha M_{\text{п}} = 0,93 \cdot 3,6 \cdot 20,05 \sqrt{216,7 \cdot 0,8} = 0,93 \cdot 850 = 750 \text{ км/ч}.$$

Суммарная масса силовой установки и топлива

$$M_{\text{су+т}} = M_{\text{су}} + \bar{M}_{\text{мс}} M_{\text{тла}} = 4992 + 1,05 \cdot 14610 = 20332 \text{ кг},$$

где величина $\bar{M}_{\text{мс}} = 1,05$ выбирается по рекомендациям.

10.2 Расчет взлетной массы ЛА

Взлетная масса ЛА

$$M_0 = \frac{M_{\text{су+т}}}{1 - \bar{M}_{\text{ил}}^* - \bar{M}_{\text{кн}}} = \frac{20332}{1 - 0,47 - 0,20} = 61612 \text{ кг},$$

где принимаем $\bar{M}_{\text{ил}}^* = 0,47$; $\bar{M}_{\text{кн}} = 0,2$ по рекомендациям.

Проверяется величина полученной стартовой тяговооруженности ЛА:

$$\mu_{\text{взл}} = \frac{P_{\text{дв взл}} n_{\text{дв}}}{M_0 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = \frac{99 \cdot 2}{61612 \cdot 9,81 \cdot 10^{-3}} = 0,328.$$

Сопоставляя ее с необходимыми значениями тяговооруженности для данного вида ЛА, указанными в рекомендациях, убеждаемся в том, что полученная величина M_0 удовлетворительно согласуется с заданной величиной тяги (размером) проектируемого двигателя.

10.3 Расчет удельных затрат топлива ЛА на 1 т·км

Затраты топлива на 1 т·км:

$$C_{\text{т км}} = \frac{M_{mL}}{M_{\text{кн}} \cdot L_{\text{п}} \cdot 10^{-3}} = \frac{\bar{C}_{\text{мон}} c_{\text{уд}} P_{\text{дв кр}} n_{\text{дв}}}{M_{\text{кн}} V_{\text{т}} \cdot 10^{-3}} =$$

$$= \frac{1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 2}{12322 \cdot 790 \cdot 10^{-3}} = 0,276,$$

где $M_{\text{кн}} = M_0 \bar{M}_{\text{кн}} = 61612 \cdot 0,2 = 12322$ кг, а величина M_{mL} соответствует расходу топлива ЛА при полете на расчетную дальность $L_{\text{п}}$ (т.е. при $M_{mL} = M_{m\text{ла}} - M_{m\text{нз}}$). Проверяется соответствие полученной топливной экономичности ЛА заданию (см. разд. 8.1). В данном примере полученная величина $C_{\text{т км}}$ удовлетворяет заданному ограничению $C_{\text{т км}} \leq 0,30$ кг/т·км. При невыполнении этого ограничения выбирают другие величины $\bar{M}_{\text{кн}}$ или $\bar{M}_{\text{пл}}^*$ либо другой вариант параметров рабочего процесса ТРДД (ТРД).

10.4 Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого двигателя

Расчет стоимости жизненного цикла проектируемого ТРДД в системе ЛА производится по методике, приведенной в [9].

Затраты на разработку двигателя

$$S_{\text{окр}} = a_0 G_{\text{в1 в3л}}^{a_1} \pi_{\text{к в3л}}^{a_2} \left(\frac{T_{\text{г}}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{в3л}} + 1)^{a_4} K_{\text{кт}}^{a_6} K_{\text{реб}} =$$

$$= 160 \cdot 44,71^{0,68} \cdot 20,99^{0,25} \cdot \left(\frac{1558}{1000} \right)^{1,25} (6,162 + 1)^{0,6} \cdot 5^{-0,65} \cdot 1,1 =$$

$$= 2225 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на подготовку серийного производства двигателя

$$S_{\text{пп}} = 0,2 \cdot S_{\text{окр}} = 0,2 \cdot 2225 = 445 \text{ млн. руб.}$$

Затраты на серийное производство

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot z_{\text{дв}}^{0,82} = 3,29 \cdot 48,089 \cdot 2000^{0,82} = 80530 \text{ млн.руб.},$$

где цена двигателя

$$\begin{aligned} \Pi_{\text{дв}} &= a_0 \left(G_{\text{в1 в3л}} \right)^{a_1} \pi_{\text{к } \Sigma \text{ в3л}}^{a_2} \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^{a_3} (m_{\text{в3л}} + 1)^{a_4} K_{\text{реб}} = \\ &= 0,122 (44,71)^{0,85} \cdot 20,99^{0,43} \left(\frac{1558}{1000} \right)^{1,25} (6,162)^{0,4} \cdot 1,1 = \\ &= 48,089 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

$z_{\text{дв}} = 2000$ – планируемое потребное количество двигателей.

Затраты на эксплуатацию

Затраты на ремонт парка двигателей

$$\begin{aligned} S_{\text{рем}} &= 0,35 S_{\text{пр}} \frac{\tau_{\text{наз}}}{(1+K_{\text{об}}) T_{\text{см}}} = 0,35 \cdot 80530 \frac{40000}{(1+0,1) \cdot 7305} = \\ &= 140305 \text{ млн.руб.}, \end{aligned}$$

где средняя наработка на объем двигателя

$$T_{\text{см}} = T_{\text{дсд}} \left(1 - e^{-\frac{\tau_{\text{м}}}{T_{\text{дсд}}}} \right) = 15000 \left(1 - e^{-\frac{10000}{15000}} \right) = 73054.$$

$T_{\text{дсд}} = 1,5 \tau_{\text{м}} = 1,5 \cdot 10000 = 15000$ ч ($\tau_{\text{м}} = 10000$ – межремонтный ресурс двигателя).

Затраты на техническое обслуживание двигателей

$$S_{\text{то}} = 0,01 \cdot S_{\text{рем}} = 0,01 \cdot 140305 = 1403 \text{ млн.руб.}$$

Затраты на топливо и ГСМ

$$\begin{aligned} S_{\text{гсм}} &= G_{\text{тч}}^{\text{ср}} \Pi_{\Gamma} \frac{z_{\text{дв}} \tau_{\text{ндв}}}{1 + K_{\text{об}}} \cdot 10^6 = 1345 \cdot 14 \frac{2000 \cdot 40000}{1 + 0,1} \cdot 10^{-6} = \\ &= 1369454 \text{ млн.руб.} \end{aligned}$$

где $G_{\text{тч}}^{\text{ср}} = \bar{G}_{\text{топ}} C_{\text{удкр}} P_{\text{кр}} = 1,06 \cdot 62,21 \cdot 20,4 \cdot 10^{-3} = 1345$ кг/ч.

Стоимость жизненного цикла парка $z_{\text{ДВ}}$ равна

$$S_{\text{ж.дв}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{ип}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} = 2225 + 445 + 80530 + 1511162 = 1594362 \text{ млн.руб.}$$

где

$$S_{\text{экс}} = S_{\text{рем}} + S_{\text{то}} + S_{\text{гсм}} = 140305 + 1403 + 1369454 = 1511162 \text{ млн.руб.}$$

Стоимость жизненного цикла, приведенная на один двигатель –

$$S_{\text{ж.дв}}^{\text{уд}} = \frac{S_{\text{ж.дв}}}{z_{\text{ДВ}}} = \frac{1594362}{2000} = 797 \text{ млн. руб.}$$

Распределение затрат $S_{\text{ж.дв}}$ по отдельным стадиям:

$$K_1 = \frac{S_{\text{окр}}}{S_{\text{ж.дв}}} \cdot 100\% = \frac{2225}{1594362} \cdot 100 = 0,14\% ;$$

$$K_2 = \frac{S_{\text{ип}}}{S_{\text{ж.дв}}} \cdot 100\% = \frac{445}{1594362} \cdot 100 = 0,034\% ;$$

$$K_3 = \frac{S_{\text{пр}}}{S_{\text{ж.дв}}} \cdot 100\% = \frac{80530}{1594362} \cdot 100 = 5\% ;$$

$$K_4 = \frac{S_{\text{экс}}}{S_{\text{ж.дв}}} \cdot 100\% = \frac{1511162}{1594362} \cdot 100 = 94,8\% .$$

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
2. Теория воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
3. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Григорьев В.А. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД. Куйбышев: КуАИ, 1984. 176 с.
4. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1981. 124 с.
5. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Кн.3. Основные проблемы. Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
6. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Изд-во мин. обороны СССР, 1982. 260 с.
7. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. 2-е изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн. 1). Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн. 2). М.: Машиностроение, 2003. 616 с.
8. Price J.L., Gershon I.J., Mckenny L.D., Miice C.E. Time – phased development methodology – the key for reliable engines in future military aircraft weapons system. An Asme Publication. 1978. № 78 – GT – 167. 7 p.
9. Выбор параметров и термодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В.А. Григорьев [и др.] – 2-е изд., испр. и доп. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. Ун-та, 2009. – 202 с.: ил.

10. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко и В.А. Сосунова.- М.: Машиностроение, 1979. – 432 с

11. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

12. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, [и др.]; под ред. В.Г. Маслова; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1996. – 147 с.

13. Авиационные двигатели / под ред. И.Т. Шусова. – М.: ООО ИД «Аэросфера», 2007. – 328 с.